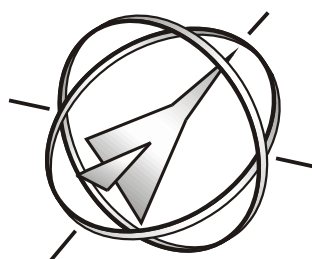


**VII Міжнародна науково-технічна
конференція**

**ПРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ,
КЕРУВАННЯ РУХОМ
ТА КОНСТРУЮВАННЯ
АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ**

23-24 квітня 2009 р.

ПРОГРАМА



Київ – 2009

VII Міжнародна науково–технічна конференція

"Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно–космічної техніки",

ОРГАНІЗАТОРИ:

Національне космічне агентство України
Міністерство освіти і науки України
Національний технічний університет України
"Київський політехнічний інститут"

ОРГАНІЗАЦІЙНИЙ КОМІТЕТ КОНФЕРЕНЦІЇ:

Голова:	Згуровський М.З., академік, ректор НТУУ "КПІ", Україна.
Співголови:	Збруцький О.В., професор, Україна. Ільченко М.Ю., член–кор. НАНУ, проректор НТУУ "КПІ", Україна.
Члени оргкомітету:	Туз Ю.М., професор, Україна. Ціделко В.Д., професор, Україна. Савін В.Г., професор, Україна. Зінченко В.П., доцент Україна. Попов В.В., доцент Україна

ПРОГРАМА КОНФЕРЕНЦІЇ

ЧЕТВЕР, 23 КВІТНЯ 2009 р.

Місце проведення – НТУУ "КПІ", корпус 7, ауд. 103

9⁰⁰ – 10⁰⁰ РЕЄСТРАЦІЯ УЧАСНИКІВ КОНФЕРЕНЦІЇ.

10⁰⁰ - 10³⁰ ВІДКРИТТЯ КОНФЕРЕНЦІЇ.

Керівники А.С. Кулик, Н.И.Кробка

10³⁰ – 11³⁰ ПЛЕНАРНІ ДОПОВІДІ.

1. **Н.И.Кробка** . (*Центр эксплуатации наземной космической техники „НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова”*, г. Москва .)
Генезис гироскопии на эффекте Саньяка.
2. **В.В.Чиковани , Ю.А. Яценко , И.Т. Миколишин** . (*ООО „Инналабс Ю.А.”*, г. Киев)
Вибро-ударопрочность кориолисового вибрационного гироскопа КВГ-25.
Результаты моделирования и испытания .
3. **А.А. Довбешко , И.В. Максимов , И.В. Рассоха , А.В. Журавская** .
(*НТУУ „КПІ”* г. Киев)
Цифровые волоконно-оптические гироскопы с пьезоэлектрическим модулятором .

11³⁰ – 12³⁰ РОБОТА СЕКЦІЇ №1.
ПРЕЗЕНТАЦІЯ СТЕНДОВИХ ДОПОВІДЕЙ .

1. **А.С. Кулик , С.Н. Фирсов , До Куок Туан , О.Ю Златкин** . (*НАУ „ХАИ” им Н.Е. Жуковского. г. Харьков*)
Размещение чувствительных элементов отказоустойчивой БИНС .
2. **В.Н.Мельник , Е.А.Кладун , О.Я. Ковалец** . (*НТУУ „КПІ”* г. Киев)
Погрешности поплавкового гироскопа при нерегулярной качке фюзеляжа РН в акустической среде .
3. **Г.Э.Янкелевич , С.П. Маляров , В.Г. Цирук** . (*ВАТ „НВК” КЗА ім. Петровського*)
Компенсація похибок датчиків первинної інформації .
4. **Балабанов И.В., Балабанова Т.В., Виноградов Г.М., Темляков Н.А.**
(*НТУУ „КПІ” г. Киев, ЗАТ «ИТТ», г. Раменское, РФ*)
Сравнительный анализ характеристик двухрамочных динамически настраиваемых гироскопов , собираемых по различным схемам .

- 5 . **В.П. Маслов** . (*Институт физики полупроводников им. В.Е. Лашкарёва НАНУ Украины* .)
Физико-технологические принципы обеспечения стабильности прецизионных оптико-электронных приборов космического базирования .
- 6 . **Н.Д.Кошевой , А.В. Заболотный , В.А. Кныш , А.Г Михайлов , Т.Г. Рожнова , А.Н. Саттаров** (*НАУ им. Н.Е. Жуковского , г. Харьков*)
Измерительные преобразователи систем контроля параметров энергоносителей ЛА и промышленных топливно-энергетических комплексов.
- 7 . **Н.Г. Черняк , Э. Хазинедарлу** . (*НТУУ „КПІ” г. Киев*)
Метрологическая модель навигационного маятникового акселерометра и экспериментальное определение ее параметров .
- 8 . **Н.М. Дронь , П.Г.Хорольский , А.А. Сидоров** (*Днепропетровский Национальный университет . г. Днепропетровск*)
Сравнение априорной точности измерения угла атаки измерителями разных типов .
- 9 . **Л.М.Рыжков , О.М. Мелашенко** . (*НТУУ „КПІ” г. Киев*)
Аналіз точності коріолісового вібраційного гіроскопа з вдосконаленою системою керування .
- 10 . **Ю.Ю. Юр’єв , Е.С. Машиністов , О.М. Ліхоткін** . (*КП „ЦКБ „Арсенал” г. Киев*)
Зниження впливу нестабільності параметрів гіроскопічного пристрою для азимутального орієнтування напрямків на точність визначення азимуту .
- 11 . **А.В.Влащук** . (*КП „ЦКБ „Арсенал” г. Киев* .)
Датчик угла крена вращающегося летательного аппарата с самонаведением .
- 12 . **В.В.Карачун , В.Н. Мельник** . (*НТУУ „КПІ” г. Киев*)
Импедансная структура подвеса поплавкового гироскопа в акустической среде .
- 13 . **Е.А.Бондаренко , Т.А.Козлова , А.В.Петренко** .
(*НТУУ „КПІ” г. Киев*)
Лазерный гироскоп с четырехзеркальным резонатором . Зависимость полуширины зоны синхронизации от одинаковых противоположно направленных перемещений сферических зеркал .
- 14 . **Е.А. Бондаренко** (*НТУУ „КПІ” г. Киев*)
Динамические уравнения лазерного гироскопа . Формулы для расчета параметров активной среды и линейной связи встречных волн.

- 15 . **В.В. Гавриленко , Т. Стеценко .** (*НТУУ „КПІ” . г. Киев*)
Динаміка сенсорів кутової швидкості на вібраційних гіроскопах .
- 16 . **А.Н. Бондаренко , А.П.Дзих .** (*НТУУ „КПІ” . г. Киев*)
Модель погрешностей измерительного преобразователя давления с пневматическим резонатором .

12³⁰ – 13³⁰ СТЕНДОВІ ДОПОВІДІ.

Керівники Ю.А.Литманович, Л.Н. Блохін

14⁰⁰ – 15²⁰ ПЛЕНАРНІ ДОПОВІДІ.

1. **Ю.А.Литманович ,А.А. Столбов .**(*ГНЦ РФ ЦНИИ „Электроприбор” . г. Санкт-Петербург*)
Упрощенная модель погрешностей ИНС на неуправляемых гироскопах в задачах выставки и калибровки .
2. **А.С. Кулик.** (*НАУ им. Жуковского „ХАИ” .г.Харьков .*)
Развитие подхода к рациональному управлению об'єктами в нештатных режимах .
3. **Janusz Narkiewicz ,Wieslaw Lucjanek** (*Institute of Aeronautics and Applied Mechanics Faculty of Power and Aeronautical Engineering
Warsaw University of Technology)
Research Activity in the Department of Automation and Aeronautical
Aystems , Warsaw University of Technology*)
4. **А.В. Збруцкий , А.П. Ганжа .** (*НТУУ „ КПІ” .м.Киев*)
Вирішення навігаційної задачі космічного апарату дистанційного зондування Землі на основі зйомки земної поверхні .

15²⁰ – 16³⁰ РОБОТА СЕКЦІЇ №2. ПРЕЗЕНТАЦІЯ СТЕНДОВИХ ДОПОВІДЕЙ .

- 1 **А.П. Панов .** (*КП „ЦКБ „Арсенал” . г. Киев*)
О нетрадиционных кватернионах в задачах БИНС и систем управления ориентацией .
- 2 **С.М. Онищенко,М.Н.Малоед .** (*Институт математики НАН Украины .
НАУ Украины . г. Киев*)
Системи та засоби керування рухомими об'єктами .
- 3 **Л.Н. Блохин , А.П.Кривоносенко .** (*НАУ Украины . г. Киев*)
Назначение и алгоритмы выполнения базовых стадий этапа структурной идентификации моделей динамики вертолета с грузовой подвеской .

4 .**Н.И. Кробка** .(*НИИ прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова*
г. Москва)

Уравнения ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем и оценки предельно достижимой точности этих систем на лазерных и волоконно-оптических гироскопах .

5. **Robert Placek, Msc Eng.** (*Institute of Aviation Warsaw, Poland*)
Optimization of the geometrical position of the wing slotted flap in respect to the main airfoil

6 . **Zygmunt Lech Warsza** (Polish Metrological Society)

Laser gyroscopic transducers of rotary motion parameter

7 . **К.Г.Левчук , С.Г Степаненко** . (*НТУУ „КПІ” . м. Київ*)

Витоки і тенденції розвитку навігаційних приладів .

8. **В.М.Корольов , К.В. Руденко , О.Корольова** (*Львівський інститут*
Сухопутних військ НУ „ Львівська політехника ”)

Оцінка похибок визначення координат та вектора швидкості цілі з рухомого об'єкта

9 . **В.И.Кортунов , А.С.Будченко , А.С. Кравчук** . (*НАУ „ХАИ” им Н.Е.*
Жуковского ,г. Харьков)

Методи визначення курсового повороту рухомих об'єктів по візуальній інформації .

10. **С.В. Морозов.** (*АНТК ім. О.К. Антонова.м. Київ*)

Методика побудови обмеження профілю польоту літака у задачах вертикальної навігації за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості.

11 . **М.Н.Рюмин** . (*НПО „ Хартрон-Аркас” . г. Харьков*)

Управление движением разделяющейся головной частью .

12 .**В.Н. Пильгуй** . (*НПО „ Хартрон-Аркас” . г. Харьков*)

Регулирование углов атаки и скольжения первой ступени РН .

13 . **О.П. Мариношенко , О.В. Микитченко** . (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)

Система автоматичного керування двигуном .

14 .**В.А. Апостолюк** . (*НТУУ „КПІ” . г. Киев*)

Evolutionary control algorithm parameters optimisation .

15 . **М Кавешгар , В.Г. Лукомский** . (*КТУУ „КПІ” .г. Киев*)

Модальное управление движением автомобиля .

- 16 . **В.В. Бурнашев** . (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Автоматическое управление полетом легкого беспилотного самолета .
- 17 . **С.В. Іванов , П.Б. Олійник** .(*НТУУ „КПІ” . м. Киев*)
Алгоритм автоматичної побудови ізобат на навігаційних планшетах .
- 18 . **А.А.Туник , К.В. Мельник** . (*НАУ України . м. Киев*)
Робастная оптимизация многомерной системы управления полетом , основанная на концепции структурированного сингулярного числа .
- 19 . **А.К. Снигур** . (*Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова г. Николаев*).Интегрированная навигационная система наведения управляемых снарядов.
- 20 . **О.Д. Горбатюк** . (*НАУ України .г. Киев*)
Синтез и моделирование системы улучшения устойчивости и управляемости для вертолета .
- 21 . **Л.М. Рижков , О.М Мелашенко , Д.І. Степуренко , І.С. Шилко** .
(*НТУУ „ КПІ” . г. Киев*)
Вплив похибок вимірювачів на точність двовекторних систем орієнтації
22. **О.В.Блінцов** . (*НУ кораблебудування м. Миколаїв.*)
Розрахунок просторового положення прив'язного підводного апарата за формою його кабель-троса .
23. **Д.Ю. Падакин , С.Н. Осипчук** . (*ДП „ ГОСГИДРОГРАФИЯ” . Г. Киев*)
Движение морского стобовидного буя в условиях волнения водной поверхности .
- 24 . **О.А.Сущенко , Д.О. Луцко** .(*НАУ України .г. Киев*)
Методологія параметричного синтезу стійкої до збурень системи стабілізації та визначення курсу .
- 25 **В.И. Картунов.Г.А. Проскура** .(*НАУ им. Н.Е. Жуковского „ХАИ” . г. Харьков*)
Исследование точности интегрированной БИНС .
- 26 . **А.Ю. Соколов , О.И. Морозова , И.В. Кравченко** . (*НАУ им. Н.Е. Жуковского „ХАИ” . г. Харьков*)
Применение аффинных преобразований в задаче управления динамическим объектом на основе обработки видеоизображения .
- 27 . **О.В.Ермолаева , И.Ю. Прокофьева , А.А. Даниленко** . (*НАУ України . г. Киев*)

Задача оптимального спостерігача вихідних реакцій об'єкта стабілізації з вхідним і незалежним збуренням .

- 28 . **Н.В. Билак , О.В. Литвинова , В.В. Кухар .** (*НАУ України . г. Киев*)
Постановка и алгоритм задачи структурной идентификации моделей динамики вертолета с учетом стабилизирующего влияния грузовой подвески по данным эксперимента .
29. **Ю.Н. Бескоровайный В.Г. , Вовк , О.В. Литвинова .** (*НАУ Украины . г. Киев*)
Алгоритм структурной идентификации стабилизируемого об'єкта по данным специальных натурных испытаний .
- 30 . **О.М. Юрченко , Э.В. Кім , В.М. Жабур .** (*НАУ Украины .г. Киев*)
Задача оптимального оцінювання вихідних координат багатомірного стаціонарного замкненого об'єкта з врахуванням теореми розділення .
- 31 . **Д.В. Замковий , Р.І. Васильняк , С.С.Литовка**(*НАУ України . г. Киев*)
Задача синтезу оптимальної структури регулятора руху розімкненого динамічного об'єкту при неповних вимірюваннях .
- 32 . **Т.А. Марченко , В.В.Попов .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Автоматичне керування повздовжним рухом літака при наборі висоти .
- 33 . **Д.І. Лукач .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Адаптивний алгоритм автоматичного керування боковим рухом ДПЛА .
34. **О.І. Довгань ,Д.М. Нечипоренко , К.В. Пономаренко .** (*НТУУ „КПІ” . г. Киев*)
Система траєкторної стабілізації БПЛА з мінімальною кількістю дат – чиків .
35. **О.М. Лаврущенко .** (*НТУУ „ КПІ” г. Киев*)
Система візуального керування рухомим об'єктом на базі потокової моделі обробки даних.
- 36 . **П.І. Кірчу .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Адаптивний алгоритм з прогнозуючою моделлю для управління траєкторним рухом висотної телекомунікаційної аероплатформи .
- 37 . **Ю.А. Малышева .** (*НТУУ „КПІ” . г. Киев*)
Метод построения алгоритмов распознавания горизонта
- 38 . **С.М. Приходько .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)

Адаптивная система управления боковым движением БПЛА при заходе на посадку .

39 . **М.В.Антіпов .** (*НТУУ „ КПП’’ .г.Киев*)

Застосування нечіткої логіки в задачі стабілізації висоти польота літака в режимі обгинування рельєфу місцевості .

40 . **О.В. Шовкопляс .** (*НТУУ „ КПП’’ . г. Киев*)

Інваріантність системи автоматичного керування по відношенню до зовнішніх збурень (турбулентності) .

41. **В.П.Давыдов .** (*КП „ЦКБ „ Арсенал’’ г. Киев*)

Возможности решения уравнений инструментальных погрешностей БИНС

42. **В.Я. Канченко, Т.П. Оніщенко, О.В. Прохорчук** (*НТУУ „ КПП’’ .г. Киев*)

Ідентифікація похибок інтегрованої системи орієнтації та навігації за допомогою нейромережевих алгоритмів

43 . **А. Гора .** (*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского .г. Харьков*)

Анализ параметрических методов сжатия полетных данных глобальной системе передачи данных .

16³⁰ – 17⁰⁰ СТЕНДОВІ ДОПОВІДІ.

П'ЯТНИЦЯ, 24 КВІТНЯ 2009 р.

Місце проведення – НТУУ "КП", корпус 7, ауд. 103

Керівники В.А. Кудрявцев, В.В. Сухов

9⁰⁰ – 10⁰⁰ ПЛЕНАРНІ ДОПОВІДІ.

1. **В.Д. Доник.** (*АНТК им. О.К. Антонова . г. Киев*)

Численные исследования математической модели для политропного процесса.

2. **В.И. Гончаренко, В.А. Гончаренко .** (*АНТК им. О.К. Антонова , НТУУ „КПП’’ . Г. Киев*)

Описание системы управления в задаче о шимми колес самолета .

3. **В.В. Борисов .** (*НТУУ „КПП’’ . Г.Киев*)

Вопросы оптимизации информационной технологии управления проектными данными .

10⁰⁰ – 12³⁰ РОБОТА СЕКЦІЇ №3.

ПРЕЗЕНТАЦІЯ СТЕНДОВИХ ДОПОВІДЕЙ .

1. **О.Н.Алексейчук.** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Проектування самотроїдів для ультразвукового зварювання.
2. **А.П. Мариношенко .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Коливальні процеси при деформуванні крила літального апарату .
3. **О.В. Малюкін , В.В. Піддубний , В.О. Піддубний .** (*НТУУ „КПІ ” .г.Киев*)
Підвищення економічності двигунів для надлегких літальних апаратів .
4. **С.Г. Радченко .** (*НТУУ „ КПІ” . Г. Киев*)
Методология создания и совершенствования наукоемких изделий, высоких технологий , поиска оптимальных условий функционирования изделий .
5. **Р.В. Карнаушенко.** (*НТУУ „ КПІ” . Г. Киев*)
Безпілотний літальний апарат ФАКС-1.
6. **Ю.П.Кузякин, Ф.А. Гнипа, А.В. Добровольский.** (*НТУУ „КПІ” .м.Київ*)
Экранопланы –транспортные суда XXI века .
7. **Е.Н.Нечипоренко ,О.В. Сидоренко , О.В. Козир .** (*НТУУ „КПІ” .г.Киев*)
Аналіз надійності ЛА в сучасних умовах .
8. **Л.М. Шальда , Исмаил Атасевен .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Способ сокращения длины взлетной палубы авианосца .
9. **В.В. Сухов , О.В. Закора , О.Д Молодчик .** (*НТУУ „КПІ” . Г. Киев*)
Аналіз характеристик безпілотних літальних апаратів .
10. **Д.В. Житнюк .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Графологічний метод оптимізації складних технічних систем .
11. **Т.В.Балабанова , А.И. Симоненко .**(*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Разработка оптимальной конструкции амортизатора виброзащитной системы
12. **Ю.П. Горбатенко , В.В. Галецький , В.В.Данілічев , В.С Левченко .** (*НТУУ „КПІ” . Г. Киев*)
Розробка принципової схеми механізму компенсації моменту головного гвинта одногвинтового гелікоптера .
13. **А.Ю. Артемьев .** (*Компания „БИБУС” .г. Киев*)
Технология 3D–прототипирования и 3D–печати моделей, как неотъемлемое звено комплексной автоматизации предприятий и учебного процесса инженерных специальностей.
14. **Р.І. Хома .** (*НТУУ „КПІ” .г. Киев*)
Моделювання конструктивно-технологічних параметрів системи механічного випуску шасі .
15. **Артамонов П.В.** (*АНТК ім. О.К. Антонова . г. Киев*)
Исследование динамического метода измерения шарнирных моментов на рулевых поверхностях аэродинамических моделей.
16. **В.В. Власик** (*АНТК ім. О.К. Антонова . г. Киев*)
Моделирование силовой установки самолета с помощью роторных имитаторов двигателей с воздушной турбиной при проведении аэродинамического эксперимента.

17. **В.К. Артамонов, В.В. Власик, А.В. Ключев, С.Б. Юрчак** (*АНТК им.О.К. Антонова . г. Киев*)
Информационно-измерительная система регистрации распределенных параметров газового потока в процессе летных испытаний.
18. **Д.А. Доманов.** (*АНТК им. О.К. Антонова . г. Киев*)
Методики для определения взлетно–посадочных характеристик транспортных самолетов по данным летных испытаний.
19. **Г.А. Вірченко.** (*АНТК им. О.К. Антонова . г. Киев*)
Деякі проблемні питання проектування сучасного літака.
20. **В.А. Канченко, В.Б. Колесниченко.** (*АНТК им. О.К. Антонова . г. Киев*)
Дистанционно пилотируемый самолет «Птах»: концепция, проект, реализация.

12³⁰ – 13⁰⁰ СТЕНДОВІ ДОПОВІДІ.

Керівники Ю.М. Туз, Б.Н. Білоусов

14⁰⁰ – 14⁴⁰ ПЛЕНАРНІ ДОПОВІДІ.

1. **М.І. Ходаковський** (*Ин-т кібернетики ім. В.М. Глушкова НАН України, м. Київ*)
Визначення структури й особливостей інформаційних нанотехнологій обробки інформації при створенні автоматизованих систем наукових досліджень та навчаючих систем.
2. **В.Д. Циделко, Н.В. Чеховой.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Виртуальная модель автоматизированной системы поверки

14⁴⁰ – 16⁰⁰ РОБОТА СЕКЦІЇ №4. Презентація стендових доповідей .

1. **Яремчук Н.А., Шведова В.В.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Застосування непараметричних оцінок при визначенні показників якості контролюючих тестів в системах дистанційного навчання
2. **М. В. Гальовська.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Оцінювання композиційного розподілу невизначеності вимірювання. Моделі та засоби.
3. **Шантырь С.В., Шантырь А.С.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
РАСПОЗНАВАНИЕ ИСТОЧНИКОВ ПО ИХ РЕГУЛЯРНЫМ СОСТАВЛЯЮЩИМ В СМЕШАННОМ ПОТОКЕ ИМПУЛЬСНЫХ СИГНАЛОВ
4. **А.Т. Киричейко, Ю.В. Бобков.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ГЕНЕРАТОР ПСЕВДОСЛУЧАЙНЫХ ЧИСЕЛ ДЛЯ СРЕДЫ ГРАФИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ LABVIEW

5. **Зінченко С.В.** (*Ин-т кібернетики ім. В.М. Глушкова НАН України, м. Київ*)
Семантика отношений интеллектуальных информационных систем»,
6. **Зінченко В.П.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Метод оптимального проектирования информационных технологий проектных исследований сложных технических объектов и систем»,
7. **Зінченко Н.П., Артамонов В.К., Артамонов П.В., Штефлюк А.В. Миронова К.В.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*),
Исследование шарнирных моментов рулей высоты и направления»,
8. **Бондарь Ю.И.** (АНТК им. О.К. Антонова, г. Киев, Украина,) «Комплекс программ расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом эффектов статической аэроупругости»,
9. **Барсук А.О.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Універсальний модуль віддаленого вводу-виводу даних на базі мікроконтролера C8051F064,
10. **Безрученко Т.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
«Неопределенность испытаний по полностью вложенной схеме,
11. **Бобровник О.О.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Інформаційно-вимірювальні системи на основі інтелектуальних давачів за стандартом IEEE 1451.4,
12. **Вдовин С.О.**, (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Статистическая оценка погрешностей моделирования динамических систем,
13. **Вдовиченко А.В.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Потери в индуктивных элементах,
14. **Гричаник Л.О., Ракоїд В.В.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
Розробка та дослідження бортової системи збору, обробки інформації і керування для мікросупутника МС КПІ,
15. **Грубник Р.Б.** (*НТУУ „КПІ” м. Київ*)
.«Дослідження проблем створення систем дистанційного моніторингу»,

16. **Буров В.О., Камінська О.О.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Исследование способов передачи телеметрической информации с помощью помехоустойчивого кодирования,
17. **Терех В.В., Климчук Н.М.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Измеритель криогенных температур с коррекцией погрешностей,
18. **Козир О.В.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Выбор статистического метода для анализа результатов,
19. **Костюк І.С.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Вольтметр на основе выборок мгновенных значений»,
20. **Літвіх В.В., Кошарна Ж.М.,** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Огляд методів і засобів для прецизійного вимірювання змінної напруги,
21. **Кривченкова О.М.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Прицезійний вольтметр для вимірювання напруги змінного струму на основі інтерполяційних формул в середовищі LabVIEW,
22. **Богомазов С.А., Ломакін Є.Ю.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Автоматизация экспериментальных исследований оптических MOST-приемопередатчиков.
23. **Марченко М.А.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Оценка неопределенности результатов испытаний с учетом возможных отклонений условий испытаний от номинальных,
24. **Ниц Р.В.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Оценка ковариационной матрицы коэффициентов полиномиальной модели метода наименьших квадратов,
25. **Губар В.І., Ніколаєнко К.С.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Інформаційні технології при вивченні курсу «імпульсна та цифрова електроніка»,
26. **Осинський А.Н., Паляничко Д.А., Сергєєв С.І., Шантир Д.С.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Виртуальное приложение для анализа измерительных сигналов посредством интегральных преобразований

27. **Поворознюк Н.І.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Електронні засоби навчання для формування практичних навичок студентів інженерного профілю
28. **Прохоренко І.В.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Огляд методів підвищення ефективності роботи водонагрівних опалювальних котлів,
29. **Радченко С.Г.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Методология создания и совершенствования наукоемких изделий, высоких технологий, поиска оптимальных условий функционирования изделий,
30. **Синьоока О.В.**, (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Прецизійний вольтметр напруги для вимірювання змінного струму з автоматичною корекцією похибок в середовищі LabView,
31. **Сухая І.Ю.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
«Исследование методов защиты речевой информации с помощью акустических сигналов»,
32. **Туз Ю.М., Тимощук М.С., Хляпов А.О.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
«Вимірювач напруги змінного струму підвищеної точності на основі алгоритму ітераційної корекції»,
33. **Хохлова К.Ю.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Технические средства для реализации учебных практикумов на основе виртуальных инструментов,
34. **Шостак А.Т., Коломейко А.В.**(НПП «Символ», г. Киев) Устройство бесконтактного мониторинга параметров среды на основе пассивных акустоэлектронных сенсоров.
35. **Шулипа Н.Н., Белоусов Б.Н.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Оценка взаимодействия погрешностей исходных данных и погрешности метода в задаче численного дифференцирования
36. **Юрокін, В.А.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Мікропроцесорний стенд для дослідження магнітних датчиків кута повороту,
37. **Скиданов Е.В.** (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Реалізація вимірювальних функцій в середовищі реального часу.

38. **Чердинцев, С.А. Лебіга, П. Б. Олійник** /к.т.н./ (НТУУ „КПІ” м. Київ)
Розподілена система вимірювання вібрації і сейсмомоніторингу О.О.

16⁰⁰ – 17⁰⁰ Стендові доповіді.

17⁰⁰ - 18⁰⁰ Закриття конференції.

Оглавление часть 1

1. **Н.И.Кробка** . Генезис гироскопии на эффекте Саньяка
2. **В.В.Чиковани , Ю.А. Яценко , И.Т. Миколишин** . Вибро-ударопрочность кориолисового вибрационного гироскопа КВГ-25. Результаты моделирования и испытания
3. **А.А. Довбешко , И.В. Максимов , И.В. Рассоха , А.В. Журавская** . Цифровые волоконно-оптические гироскопы с пьезоэлектрическим модулятором
4. **А.С. Кулик , С.Н. Фирсов , До Куок Туан , О.Ю Златкин** . Размещение чувствительных элементов отказоустойчивой БИНС
5. **В.Н.Мельник , Е.А.Кладун , О.Я. Ковалец** . Погрешности поплавкового гироскопа при нерегулярной качке фюзеляжа РН в акустической среде
6. **Г.Э.Янкелевич , С.П. Маляров , В.Г. Цирук** . Компенсація похибок датчиків первинної інформації
7. **Балабанов И.В., Балабанова Т.В., Виноградов Г.М., Темляков Н.А.** Сравнительный анализ характеристик двухрамочных динамически настраиваемых гироскопов , собираемых по различным схемам
8. **В.П. Маслов** . Физико-технологические принципы обеспечения стабильности прецизионных оптико-электронных приборов космического базирования
9. **Н.Д.Кошевой, А.В. Заболотный, В.А. Кныш, А.Г Михайлов, Т.Г. Рожнова , А.Н. Саттаров** . Измерительные преобразователи систем контроля параметров энергоносителей ЛА и промышленных топливно-энергетических комплексов
10. **Н.Г. Черняк , Э. Хазинедарлу** . Метрологическая модель навигационного маятникового акселерометра и экспериментальное определение ее параметров.

- 11 . **Н.М. Дронь , П.Г.Хорольский ,А.А. Сидоров** Сравнение априорной точности измерения угла атаки измерителями разных типов.
- 12 . **Л.М.Рыжков ,О.М. Мелашенко** . Аналіз точності коріолісового вібраційного гіроскопа з вдосконаленою системою керування.
- 13 .**Ю.Ю. Юр'єв , Е.С. Машиністов , О.М. Ліхоткін** . Зниження впливу нестабільності параметрів гіроскопічного пристрою для азимутального орієнтування напрямків на точність визначення азимуту.
- 14 . **А.В.Влащук** . Датчик угла крена вращающегося летательного аппарата с самонаведением.
- 15 . **В.В.Карачун , В.Н. Мельник** . Импедансная структура подвеса поплавкового гироскопа в акустической среде.
- 16 . **Е.А.Бондаренко , Т.А.Козлова , А.В.Петренко** . Лазерный гироскоп с четырехзеркальным резонатором . Зависимость полуширины зоны синхронизации от одинаковых противоположно направленных перемещений сферических зеркал.
- 17 . **Е.А. Бондаренко**.Динамические уравнения лазерного гироскопа .
Формулы для расчета параметров активной среды и линейной связи встречных волн.
- 18 . **В.В. Гавриленко , Т. Стеценко** .Динаміка сенсорів кутової швидкості на вібраційних гіроскопах.
- 19 . **О.М. Бондаренко , О.П.Дзіх** . Модель похибок вимірювального перетворювача тиску з пневмомеханічним резонатором.
20. **Ю.А.Литманович ,А.А. Столбов**. Упрощенная модель погрешностей ИНС на неуправляемых гироскопах в задачах выставки и калибровки.
2. **А.С. Кулик**. Развитие подхода к рациональному управлению об'єктами в нештатных режимах.
21. **Janusz Narkiewicz ,Wieslaw Lucjanek**.
Research Activity in the Department of Automation and Aeronautical Systems,
Warsaw University of Technology.
22. **О.В. Збруцький , А.П. Ганжа** . Вирішення навігаційної задачі космічного апарату дистанційного зондування Землі на основі зйомки земної поверхні.

23. **А.П. Панов** . О нетрадиционных кватернионах в задачах БИНС и систем управления ориентацией .
24. **С.М. Онищенко, М.Н. Малоед** . Системи та засоби керування рухомими об'єктами.
25. **Л.Н. Блохин, А.П. Кривоносенко** . Назначение и алгоритмы выполнения базовых стадий этапа структурной идентификации моделей динамики вертолета с грузовой подвеской.
26. **Н.И. Кробка** . Уравнения ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем и оценки предельно достижимой точности этих систем на лазерных и волоконно-оптических гироскопах.
27. **Robert Placek, Msc Eng.** Optimization of the geometrical position of the wing slotted flap in respect to the main airfoil.
28. **Zygmunt Lech Warsza.** Laser gyroscopic transducers of rotary motion arameter.
29. **К.Г. Левчук, С.Г. Степаненко** . Витоки і тенденції розвитку навігаційних приладів.
30. **В.М. Корольов, К.В. Руденко, О. Корольова.** Оцінка похибок визначення координат та вектора швидкості цілі з рухомого об'єкта.
31. **В.И.Кортунов, А.С.Будченко, А.С. Кравчук** .Методи визначення курсового повороту рухомих об'єктів по візуальній інформації.
32. **С.В. Морозов.** Методика побудови обмеження профілю польоту літака у задачах вертикальної навігації за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості.
33. **М.Н. Рюмин** .Управление движением разделяющейся головной частью.
34. **В.Н. Пильгуй** .Регулирование углов атаки и скольжения первой ступени РН.
35. **О.П. Мариношенко, О.В. Микитченко** . Система автоматичного керування двигуном.
36. **V. Apostolyuk** . Evolutionary control algorithm parameters optimisation.

- 37 . **М Кавешгар , В.Г. Лукомский** . Модальное управление движением автомобиля.
- 38 . **В.В. Бурнашев** .Автоматическое управление полетом легкого беспилотного самолета.
- 39 .**С.В. Іванов , П.Б. Олійник** .Алгоритм автоматичної побудови ізобат на навігаційних планшетах.
- 40 . **А.А.Туник , К.В. Мельник** . Робастная оптимизация многомерной системы управления полетом, основанная на концепции структурированного сингулярного числа.
- 41 . **А.К. Снигур** . Интегрированная навигационная система наведения управляемых снарядов.
- 42 . **О.Д. Горбатюк** . Синтез и моделирование системы улучшения устойчивости и управляемости для вертолета.
- 43 . **Л.М. Рижков , О.М Мелашенко , Д.І. Степуренко , І.С. Шилко.** Вплив похибок вимірювачів на точність двовекторних систем орієнтації.
- 44.**О.В. Блінцов** . Розрахунок просторового положення прив'язного підводного апарата за формою його кабель-троса.
45. **Д.Ю. Падакин , С.Н. Осипчук** . Движение морского стобовидного буя в условиях волнения водной поверхности.
- 46 . **О.А.Сущенко , Д.О. Луцко** .Методологія параметричного синтезу стійкої до збурень системи стабілізації та визначення курсу.
47. **В.И. Картунов.Г.А. Проскура** .Исследование точности интегрированной БИНС.
- 48 . **А.Ю. Соколов , О.И. Морозова , И.В. Кравченко** .Применение аффинных преобразований в задаче управления динамическим об'єктом на основе обработки видеоизображения.
- 49 . **О.В.Ермолаева , И.Ю. Прокофьева , А.А. Даниленко.** Задача оптимального спостерігача вихідних реакцій об'єкта стабілізації з вхідним і незалежним збуренням.
- 50 . **Н.В. Билак , О.В. Литвинова , В.В. Кухар** . Постановка и алгоритм задачи структурной идентификации моделей динамики вертолета с учетом стабилизирующего влияния грузовой подвески по данным эксперимента.

51. **Ю.Н. Бескорвайный В.Г. , Вовк , О.В. Литвинова** .Алгоритм структурной идентификации стабилизируемого об'єкта по данным специальных натурных испытаний.
- 52 . **О.М. Юрченко , Э.В. Кім , В.М. Жабур** . Задача оптимального оцінювання вихідних координат багатомірного стаціонарного замкненого об'єкта з врахуванням теореми розділення.
- 53 . **Д.В. Замковий , Р.І. Васильняк , С.С. Литовка.**Задача синтезу оптимальної структури регулятора руху розімкненого динамічного об'єкту при неповних вимірюваннях.
- 54 . **Т.А. Марченко , В.В. Попов** . Автоматичне керування повздовжним рухом літака при наборі висоти.
- 55 . **Д.І. Лукач** . Адаптивний алгоритм автоматичного керування боковим рухом ДПЛА.
56. **О.І. Довгань ,Д.М. Нечипоренко , К.В. Пономаренко** . Система траєкторної стабілізації БПЛА з мінімальною кількістю датчиків.
57. **О.М. Лаврущенко** . Система візуального керування рухомим об'єктом на базі потокової моделі обробки даних.
58. **П.І. Кірчу** . Адаптивний алгоритм з прогнозуючою моделлю для управління траєкторним рухом висотної телекомунікаційної аероплатформи.
- 59 . **Ю.А. Малышева** . Метод построения алгоритмов распознавания горизонта.
- 60 . **С.М. Приходько** . Адаптивная система управления боковым движением БПЛА при заходе посадки.
- 61 . **М.В. Антіпов** . Застосування нечеткої логіки в задачі стабілізації висоти польота літака в режимі обгинування рельєфу місцевості.
- 62 . **О.В. Шовкопляс** . Інваріантність системи автоматичного керування по відношенню до зовнішніх збурень (турбулентності).
63. **В.П. Давыдов** . Возможности решения уравнений инструментальных погрешностей БИНС.

64. В.Я.Канченко, Т.П.Оніщенко, О.В.Прохорчук. Ідентифікація похибок інтегрованої системи орієнтації та навігації за допомогою нейромережових алгоритмів

65 . А. Гора . Анализ параметрических методов сжатия полетных данных глобальной системе передачи данных.

Оглавление часть 2

1. **В.Д. Доник.** Численные исследования математической модели для политропного процесса.
2. **В.И. Гончаренко, В.А. Гончаренко .** Описание системы управления в задаче о шимми колес самолета.
3. **В.В. Борисов .** Вопросы оптимизации информационной технологии управления проектными данными.
4. **О.Н.Алексейчук.** Проектування самотроїдів для ультразвукового зварювання.
5. **А.П. Мариношенко .** Коливальні процеси при деформуванні крила літального апарату.
6. **О.В. Малюкін , В.В. Піддубний , В.О. Піддубний .** Підвищення економічності двигунів для надлегких літальних апаратів.
7. **С.Г. Радченко .** Методология создания и совершенствования наукоемких изделий, высоких технологий , поиска оптимальных условий функционирования изделий.
8. **Р.В. Карнаушенко.** Безпілотний літальний апарат ФАКС–1.
9. **Ю.П. Кузякин, Ф.А. Гнипа, А.В. Добровольский.** Экранопланы – транспортные суда XXI века.
10. **Е.Н. Нечипоренко ,О.В. Сидоренко , О.В. Козир .** Аналіз надійності ЛА в сучасних умовах.
11. **В.В. Сухов , О.В. Закора , О.Д Молодчик .** Аналіз характеристик безпілотних літальних апаратів .
12. **Д.В. Житнюк .** Графологічний метод оптимізації складних технічних систем.
13. **Т.В. Балабанова , А.И. Симоненко .**Разработка оптимальной конструкции амортизатора виброзащитной системы.
14. **Ю.П. Горбатенко , В.В. Галецький , В.В.Данілічев , В.С Левченко .** Розробка принципової схеми механізму компенсації моменту головного гвинта одногвинтового гелікоптера.

15. **А.Ю. Артемьев .** Технология 3D–прототипирования и 3D–печати моделей, как неотъемлемое звено комплексной автоматизации предприятий и учебного процесса инженерных специальностей.
16. **Р.І. Хома .** Моделювання конструктивно-технологічних параметрів системи механічного випуску шасі.
17. **Артамонов П.В.** Исследование динамического метода измерения шарнирных моментов на рулевых поверхностях аэродинамических моделей.
18. **В.В. Власик** Моделирование силовой установки самолета с помощью роторных имитаторов двигателей с воздушной турбиной при проведении аэродинамического эксперимента.
19. **В.К. Артамонов, В.В. Власик, А.В. Ключев, С.Б. Юрчак.** Информационно-измерительная система регистрации распределенных параметров газового потока в процессе летных испытаний.
20. **Д.А. Доманов.**Методики для определения взлетно–посадочных характеристик транспортных самолетов по данным летных испытаний.
21. **Г.А. Вірченко.** Деякі проблемні питання проектування сучасного літака.
22. **В.А. Канченко, В.Б. Колесниченко.** Дистанционно пилотируемый самолет «Птах»: концепция, проект, реализация.
23. **М.І. Ходаковський.** Визначення структури й особливостей інформаційних нанотехнологій обробки інформації при створенні автоматизованих систем наукових досліджень та навчаючих систем.
24. **В.Д. Циделко, Н.В. Чеховой.** Виртуальная модель автоматизированной системы проверки.
25. **Яремчук Н.А., Шведова В.В.** Застосування непараметричних оцінок при визначенні показників якості контролюючих тестів в системах дистанційного навчання.
26. **М. В. Гальовська.**Оцінювання композиційного розподілу невизначеності вимірювання. Моделі та засоби.

27. **Шантырь С.В., Шантырь А.С.** Распознавание источников по их регулярным составляющим в смешанном потоке импульсных сигналов.
28. **А.Т. Киричейко, Ю.В. Бобков.** Многофункциональный генератор псевдослучайных чисел для среды графического проектирования LabView.
29. **Зінченко С.В.** Семантика отношений интеллектуальных информационных систем.
30. **Зінченко В.П.** Метод оптимального проектирования информационных технологий проектных исследований сложных технических объектов и систем.
31. **Зінченко Н.П., Артамонов В.К., Артамонов П.В., Штефлюк А.В. Миронова К.В.** Исследование шарнирных моментов рулей высоты и направления.
32. **Бондарь Ю.И., В.П.Зинченко .** Комплекс программ расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом эффектов статической аэроупругости.
33. **Барсук А.О.** Універсальний модуль віддаленого вводу-виводу даних на базі мікроконтролера C8051F064.
34. **Безрученко Т.** Неопределенность испытаний по полностью вложенной схеме.
35. **Бобровник О.О.** Інформаційно-вимірювальні системи на основі інтелектуальних давачів за стандартом IEEE 1451.4.
36. **Вдовин С.О.** Статистическая оценка погрешностей моделирования динамических систем.
37. **Вдовиченко А.В.** Потери в индуктивных элементах.
38. **Гричаник Л.О.** Розробка та дослідження бортової системи збору, обробки інформації і керування для мікросупутника МС КПІ.

39. **Грубник Р.Б.** Дослідження проблем створення систем дистанційного моніторингу.
40. **Буров В.О., Камінська О.О.** Исследование способов передачи телеметрической информации с помощью помехоустойчивого кодирования.
41. **Терех В.В., Климчук Н.М.** Измеритель криогенных температур с коррекцией погрешностей.
42. **Козир О.В.** Выбор статистического метода для анализа результатов.
43. **Костюк І.С.** Вольтметр на основе выборок мгновенных значений.
44. **Літвіх В.В., Кошарна Ж.М.** Огляд методів і засобів для прецизійного вимірювання змінної напруги.
45. **Кривченкова О.М.** Прицезійний вольтметр для вимірювання напруги змінного струму на основі інтерполяційних формул в середовищі Labview.
46. **Богомазов С.А., Ломакін Є.Ю.** Автоматизация экспериментальных исследований оптических MOST-приемопередатчиков/
47. **Марченко М.А.** Оценка неопределенности результатов испытаний с учетом возможных отклонений условий испытаний от номинальных,
48. **Б.Н.Белоусов, Р.В. Ниц .** Оценка ковариационной матрицы коэффициентов полиномиальной модели метода наименьших квадратов.
49. **Губар В.І., Ніколаєнко К.С.** Інформаційні технології при вивченні курсу імпульсна та цифрова електроніка.
50. **Осинський А.Н., Паляничко Д.А., Сергєєв С.І., Шантир Д.С.** Виртуальное приложение для анализа измерительных сигналов посредством интегральных преобразований.
51. **Поворознюк Н.І.** Електронні засоби навчання для формування практичних навичок студентів інженерного профілю.

52. **Прохоренко І.В.** Огляд методів підвищення ефективності роботи водонагрівних опалювальних котлів.
53. **Радченко С.Г.** Методология создания и совершенствования наукоемких изделий, высоких технологий, поиска оптимальных условий функционирования изделий.
54. **Синьоока О.В.** Прецизійний вольтметр напруги для вимірювання змінного струму з автоматичною корекцією похибок в середовищі Labview.
55. **Сухая І.Ю., Буров В.А.** Исследование методов защиты речевой информации с помощью акустических сигналов.
56. **Туз Ю.М., Тимощук М.С., Хляпов А.О.** Прецизійний вольтметр для вимірювання напруги змінного струму на основі алгоритму ітераційної адитивної корекції.
57. **Хохлова К.Ю., В.А.Буров** Технические средства для реализации учебных практикумов на основе виртуальных инструментов.
58. **Шостак А.Т., Коломейко А.В.** Устройство бесконтактного мониторинга параметров среды на основе пассивных акустоэлектронных сенсоров.
59. **Шулипа Н.Н., Белоусов Б.Н.** Оценка взаимодействия погрешностей исходных данных и погрешности метода в задаче численного дифференцирования.
60. **В.А.Юрокін, С.А.Богомазов.** Мікропроцесорний стенд для дослідження магнітних датчиків кута повороту.
61. **Скиданов Е.В.** Реалізація вимірювальних функцій в середовищі реального часу.
62. **О.О. Чердинцев, С.А. Лебіга, П. Б. Олійник.** Розподілена система вимірювання вібрації і сейсмомоніторингу.

Оглавление английское

A.S.Kylik, S.N.Firsov, Do Kuok Tuan, O.Y.Zlatlin. PLACEMENT OF SENSITIVE ELEMENTS OF FAIL-SAFE PINS.

V.N.Melnik, E.A.Kladun, O.Y.Kovalets. ERRORS OF FLOAT GYRO UNDER IRREGULAR TOSS OF ROCKET-CARRIER ENCLOSURE IN ACOUSTIC ENVIRONMENT.

N.I. Krobka. SANIAC EFFECT BASED GYROS' GENESIS.

G.E. Yankelevych, S.P. Malyarov, V.G. Tsiryk. PRIMARY DATA SENSORS' ERROR COMPENSATION.

T.V. Balabanova, I.V. Balabanov, G..M. Vinogradov, N.A. Temlyakov. COMPARATIVE ANALYSIS OF DOUBLE-FRAME DYNAMICALLY TUNED GYROS ASSEMBLED WITH DIFFERENT SCHEMES.

V.P. Maslov. PHYSICALLY-TECHNOLOGICAL PRINCIPLES OF PROVIDING STABILITY OF PRECISION OPTICAL-ELECTRONIC DEVICES USED IN SPACECRAFTS.

N.D. Koshevoy, A.V. Zabolotniy, V.A. Knysh, A.G. Mihailov.
T.G. Rognova, A.N. Sattarov. MEASURING CONVERTERS OF ENERGY CARRIER PARAMETERS' CONTROL OF AIRCRAFTS AND INDUSTRIAL FUEL-ENERGETICAL COMPLEXES.

V.V. Chikovani, Y.A. Yatsenko, I.T. Mikolishin. VIBRATIONAL IMPACT RESISTANCE OF CORIOLIS OSCILLATING GYRO CVG 25 TYPE. RESULTS OF MODELING AND EXAMINATION.

N.G. Chernyak, E. Hazinedarlu. NAVIGATIONAL PENDULOUS ACCELEROMETER'S METROLOGICAL MODEL AND EXPERIMENTAL DETERMINATION OF ITS PARAMETERS.

N.M. Dron', A.A. Sidorov, P.G. Khorolskiy. COMPARATION OF APRIORY PRECISION ON ANGLE OF ATTACK MEASUREMENT OF GAUGES OF DIFFERENT TYPES.

O. Melaschenko, L. Ryzkov. THE ANALYSIS OF CORIOLIS VIBRATING GYRO ACCURACY WITH AN IMPROVED CONTROL SCHEME OF A WAVE.

Yu. Yuryev, E. Mashinistov, O. Lihotkin. Lowering of effect of gyroscopic compass parameter instability on accuracy of azimuth definition.

A.V. Vlashchuk, V.G. Churashkin, Y.C. Abramov, I.I Zabolotniy. ANGLE OF ROLL GAUGE OF ROTATING SELF-GUIDANT AIRCRAFT.

A.A. Dovbeshko, I.V. Maksimov, I.V. Rassoha, A.V. Guravskaya. DIGITAL FIBER – OPTICAL GYROS WITH PIEZOELECTRICAL MODULATORS

V.V. Karachun, V.N. Melnik. IMPEDANCE STRUCTURE SUSPENSION OF FLOAT GYRO IN ACOUSTIC ENVIRONMENT.

T.A. Kozlova, A.V. Petrenko, E.A. Bondarenko. LASER GYROSCOPE WITH FOUR-MIRROR RESONATOR.DEPENDENCE OF SYNCHRONIZATION ZONE HALFWIDTH ON EQUAL OPPOSITELY DIRECTED DISPLACEMENTS OF SPHERICAL MIRRORS.

E.A. Bondarenko. LASER GYROSCOPE DYNAMIC EQUATIONS. FORMULAE FOR CALCULATION OF ACTIVE MEDIUM PARAMETERS AND PARAMETERS OF OPPOSITELY DIRECTED TRAVELING WAVES LINEAR COUPLING.

V.Havrylenko, T.Stetsenko. DYNAMICS OF SENSOR CONTROLS OF AN ANGULAR VELOCITY ON VIBRATING GYROSCOPES.

Bondarenko O.M., Dzih O.P. THE ERRORS MODELS OF PRESSURE TRANSDUSERS WITH PNEUMOMECHANICAL RESONATOR.

Panov A. P. ABOUT NON-TRADITIONAL QUATERNIONS IN PROBLEMS OF NINS AND ORIENTATION CONTROL SYSTEMS

Y. A. Lytmanovich, A. A. Stolbov. **SIMPLIFIED ERRORS MODEL OF INS ON NON-CONTROLABLE GYROSCOPES IN ADJUSTMENT AND COLIBRATION PROBLEMS.**

S. M. Onyschenko, M. N. Maloed. OPTIMIZATION OF NON-LINEAR DYNAMIC SYSTEMS HARD SYNTHESIS METHODS.

A. S. Kulik. DEVELOPMENT OF APPROACH TO OBJECTS RATIONAL CONTROL IN NONPERMANENT MODES.

A. P. Krivonosenko, L. N. Blohin. A JOINT SPATIAL STABILIZATION OF A HELICOPTER AND ITS FREIGHT PENDANT.

N. I. Krobka. NON-PLATFORM INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS ERRORS EQUATIONS AND ESTIMATION OF SUCH SYSTEMS BASED ON LASER AND FIBRE OPTICAL GYROSCOPES MAXIMUM ACURACY.

Robert Placek. OPTIMIZATION OF THE GEOMETRICAL POSITION OF THE WING SLOTTED FLAP IN RESPECT TO THE MAIN AIRFOIL.

Zygmunt Lech Warsza. LASER GYROSCOPIC TRANSDUCERS OF ROTARY MOTION PARAMETERS ACTUAL STATE AND DIRECTION OF DEVELOPMENT.

Janusz Narkiewicz¹, Wiesław Łucjanek² . RESEARCH ACTIVITY IN THE DEPARTMENT OF AUTOMATION AND AERONAUTICAL SYSTEMS, WARSAW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY.

Levchuk K.G. Stepanenko S.G. HEADWATERS AND TENDENCING DEVELOPMENT OF THE NAVIGATIONAL INSTRUMENT.

V. Korolyov, K. Rudenko, O. Korolyova. ESTIMATION OF TARGET COORDINATES AND SPEED VECTOR DETERMINATION ERRORS.

Kortunov V. I., Budchenko A. S., Kravchuk A. S. METHODS OF MOBILE OBJECTS COURSE TURN DETERMINATION BY VISUAL INFORMATION.

S.V.Morozov. **AUTOMATIC CONTROL THE RATE OF CLIMB ON THE CRITERION OF SUPPLY BY THE DISPOSED RATE OF CLIM.**

Ryumin M. N. DIVIDED HEAD PART MOTION CONTROL.

Pilguy V. N. REGULATING OF RN FIRST STAGE ATTACK AND SLIDING ANGLES.

O. P. Marinoshenko, O. V. Mikitchenko. ENGINE AUTOMATIC CONTROL SYSTEM.

V. Apostolyuk. EVOLUTIONARY CONTROL ALGORITHM PARAMETRES OPTIMISATION.

Zbrutski O. V., Ganga A. P. EARTH REMOTE SENSING SPACE VEHICLE NAVIGATION PROBLEM SOLUTION ON THE BASIS OF EARTHLY SURFACE SURVEY.

M. Kaveshgar, V. G. Lukomski. AUTOMOBILE MOVEMENT MODAL CONTROL.

V. V. Burnashev. FLIGHT AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF A LIGHT UNMANNED AIRPLANE.

S. V. Ivanov, P. B. Oliynyk, Y. D. Marcinishin. AN ALGORITHM OF AUTOMATIC ISOBATS CONSTRUCTION ON NAVIGATION PLANE-TABLES.

Tunik A. A., Melnik K. V. MULTYDIMENSIONAL FLIGHT CONTROL SYSTEM ROBASTIC OPTIMIZATION BASED ON THE CONCEPTION OF STRUCTURIZED SINGULAR μ -NUMBER.

Snigur A. K. INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM FOR GUIDED MISSILE POINTING.

Gorbatyuk O. D., Tunik A. A. SYNTHESIS AND MODELING OF STABILITY AND DIRIGIBILITY IMPROVEMENT SYSTEM FOR HELICOPTER.

Milaschenko O. M., Rizhkov L. M., Stepurenko D. I., Shilko I. S.
MEASURING DEVICES ERRORS INFLUENCE ON DOUBLE-VECTOR
ORIENTATION SYSTEMS ACCURACY.

D. U. Padakin, S. N. Osinchuk. THE MOTION OF A MARINE POST-LIKE BUOY IN THE CONDITIONS OF WATER SURFACE AGITATION.

O. V. Blincov. A CALCULATION OF FASTENED SUBMARINE VEHICLE SPATIAL POSITION BY THE FORM OF ITS CABLE ROPE.

D. U. Padakin, S. N. Osinchuk. THE MOTION OF A MARINE POST-LIKE BUOY IN THE CONDITIONS OF WATER SURFACE AGITATION.

Suschenko O. A., Lutsko D. O. METHODOLOGY OF FIRM TO INDIGNATIONS COURSE STABILIZATION AND DETERMINATION SYSTEM PARAMETRIC SYNTHESIS.

V. I. Kortunov, G. A. Proskura. INTEGRATED NINS ACCURACY RESEARCH.

A.Y. Sokolov, O. I. Morozova, I. V. Kravchenko. FUZZY LOGIC AND ATHENA TRANSFORMATIONS APPLICATION IN DYNAMIC OBJECT CONTROL PROBLEM BASED ON THE VIDEO IMAGE PROCESSING.

Ermolaeva O. V., Prokof'eva I. Y., Danylenko A. A. TASK OF OUTPUT REACTIONS OPTIMAL SUPERVISION OF STABILIZED OBJECT WITH INDEPENDENT INPUT INDIGNATIONS.

N. V. Bilak, O. V. Litvinova, V. V. Kuhar. STATEMENT AND ALGORITHM OF A HELICOPTER DYNAMIC MODELS STRUCTURAL IDENTIFICATION PROBLEM WITH ACCOUNT OF FREIGHT PENDANT STABILIZING INFLUENCE USING EXPERIMENT DATA.

Y. N. Bezkorovayniy, V. G. Vovk, O. V. Lytvinova. ALGORITHM OF STABILIZED OBJECT STRUCTURAL IDENTIFICATION BY SPECIAL MODEL TESTS DATA.

Yurchenko O. M., Kym E. V., Zhabur V. M. THE PROBLEM OF MULTYDIMENSIONAL STATIONARY CLOSED-LOOP OBJECT OUTPUT COORDINATES OPTIMAL ESTIMATION TAKING INTO ACCOUNT THEOREM OF DIVISION.

V.Y. Kanchenko, T.P. Onischenko, O.V. Prokhorchuk IDENTIFICATION OF ERRORS OF INTEGRATED SYSTEM OF ATTITUDE AND NAVIGATION BY THE HELP OF NEURONET ALGORITHMS.

Y. N. Bezkorovayniy, V. G. Vovk, O. V. Lytvinova. ALGORITHM OF STABILIZED OBJECT STRUCTURAL IDENTIFICATION BY SPECIAL MODEL TESTS DATA.

Y. N. Bezkorovayniy, V. G. Vovk, O. V. Lytvinova. THE PROBLEM OF MULTYDIMENSIONAL STATIONARY CLOSED-LOOP OBJECT OUTPUT COORDINATES OPTIMAL ESTIMATION TAKING INTO ACCOUNT THEOREM OF DIVISION.

Y. N. Bezkorovayniy, V. G. Vovk, O. V. Lytvinova. A PROBLEM OF OPEN-LOOP DYNAMIC OBJECT MOVEMENT REGULATOR STRUCTURE OPTIMAL SYNTHESIS AT INCOMPLETE MEASURINGS.

T. A. Marchenko, V. V. Popov. AIRPLANE LONGITUDINAL MOTION AUTOMATIC CONTROL AT THE ALTITUDE GAIN MODE.

D. I. Lukach. ADAPTIVE ALGORITHM FOR UAV's LATERAL MOTION AUTOMATIC CONTROL.

Dovgan O. I., Nechiporenko D. M., Ponomarenko K. V. TRAJECTORY STABILIZATION SYSTEM OF AN UNMANNED FLYING OBJECT WITH A MINIMAL QUANTITY OF TRANSDUCERS ON BOARD.

Malysheva Y.A. USAGE OF COMPUTER VISION METHODS FOR DEVELOPMENT OF HORIZON LINE DETECTION ALGORITHMS.

D. I. Lukach. ADAPTIVE ALGORITHM FOR UAV's LATERAL MOTION AUTOMATIC CONTROL.

Dovgan O. I., Nechiporenko D. M., Ponomarenko K. V. TRAJECTORY STABILIZATION SYSTEM OF AN UNMANNED FLYING OBJECT WITH A MINIMAL QUANTITY OF TRANSDUCERS ON BOARD.

Lavrushchenko O.M. VISUAL CONTROL SYSTEM FOR MOVING OBJECT WITH DATAFLOW-BASED PROCESSING.

Kirchu P.I. ADAPTIVE ALGORITHM WITH A PREDICTIVE MODEL FOR THE TRAJECTORY TRAFFIC CONTROL OF HEIGHT ALTITUDE TELECOMMUNICATION AEROPLATFORM.

Malysheva Y.A. USAGE OF COMPUTER VISION METHODS FOR DEVELOPMENT OF HORIZON LINE DETECTION ALGORITHMS.

S.N. Prykhodko. ADAPTIVE ALGORITHM CONTROL LATERAL MOTION OF PILOTLESS AIRCRAFT AT STOPPING ON LANDING.

M. V. Antipov. APPLICATION OF FUZZY LOGIC IN PROBLEM OF AN AIRPLANE FLIGHT ALTITUDE STABILIZATION IN LOCALITY RELIEF ROUNDING MODE.

O. V. Shovkoplias. INVARIANCE OF AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM UNDER EXTERNAL DISTURBANCES SUCH AS TURBULENCE.

V. P. Davidov. THE POSSIBILITIES OF NON-PLATFORM INERTIAL NAVIGATION SYSTEM (NINS) INSTRUMENTAL ERRORS EQUATIONS SOLUTION.

V.Y. Kanchenko, T.P. Onischenko, O.V. Prokhorchuk. IDENTIFICATION OF ERRORS OF INTEGRATED SYSTEM OF ATTITUDE AND NAVIGATION BY THE HELP OF NEURONET ALGORITHMS.

A. Gora. PARAMETRIC METHODS OF FLIGHT DATA COMPRESSION ANALYSIS IN GLOBAL SYSTEM OF FLIGHT DATA TRANSMISSION.

V. Donic. THE COMPUTATIONAL INVESTIGATIONS OF MATHEMATICAL MODEL FOR POLYTROPIC PROCESS.

V. Goncharenko, V. Goncharenko. THE DESCRIPTION OF CONTROL SYSTEM IN TASK OF UNDERCARRIAGE SHIMMY.

A. Marinoshenko. THE OSCILLATORY PROCESSES UNDER THE AIRCRAFT WING DEFORMATION.

A. Maliukin, V. Poddubnyy, V. Poddubnyy. INCREASED ENGINE EFFICIENCY FOR ULTRALIGHT AIRPLANES.

V. Borisov. THE PROBLEMS OF INFORMATION TECHNOLOGY OPTIMIZATION OF PROJECT DATA MANAGEMENT.

S. Radchenko. THE METHODOLOGY OF CREATION AND PERFECTION OF HIGH TECHNOLOGY PRODUCTION, HIGH TECHNOLOGIES OF PRODUCT FUNCTIONING OPTIMAL CONDITION.

O. Alekseychuk. THE CLASSIFICATION OF WAVEGUIDES FOR CLOSED CIRCUIT ULTRASONIC WELDING.

O. Zakora, O. Molodchik. THE ANALYSIS OF ROBOT PLANES CHARACTERISTICS.

U. Kuziakin, F. Gnipa, A. Dobrovolsky. The wing-in-ground effect craft are transport ships of 21–st century.

E. Nechiporenko, A. Kozyr. THE ANALYSIS OF AIRCRAFT RELIABILITY AT PRESENT.

I. Ataseven, L. Shalda. THE METHOD OF REDUCTION METHOD OF TAKE-OFF AND LANDING DECK OF AIRCRAFT-CARRIER.

D. Zitniuk. THE GRAPHOLOGY METHOD OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS PARAMETER OPTIMIZATION.

T. Balabanova, A. Simonenko. THE DEVELOPMENT OF OPTIMAL STRUCTURE OF VIBROPROTECTIVE SYSTEM SHOCK–ABSORBER.

U. Gorbatenko, V. Galeckyy, V. Danilichev, V. Levchenko. THE DEVELOPMENT OF HELICOPTER ROTOR TORQUE COMPENSATION FUNCTIONAL DIAGRAM

P. Artamonov. The researches of dynamic measurement method of hinge moments of aircraft model rudders

V. Vlasik. The modelling of aircraft power-plant by rotary aircraft mid–flight engine simulator with air turbine at wing tunnel experiment

V. Artamonov, V. Vlasik, V. Kliuev, C. Yurchak. THE DATA–MEASUREMENT SYSTEM FOR GAS FLOW DISTRIBUTED CONSTANTS REGISTRATION IN FLIGHT TEST

D. Domanov. THE METHODS OF TAKEOFF AND LANDING CHARACTERISTICS DETERMINATION FOR TRANSPORT PLANES ACCORDING TO FLIGHT TEST DATA

A. Artemiev. THE TECHNOLOGY OF 3D–PROTOTYPING AND 3D–PRINTING AS IMPRESCRIPTIBLE PART OF ALL-ROUND AUTOMATION OF ENTERPRISES AND EDUCATIONAL PROCESS OF ENGINEERING SPECIALITIES

R. Karnaushenko. THE PILOTLESS VEHICLE FAKS-1

R. Homa. THE MODELING OF DESIGN-TECHNOLOGICAL PARAMETERS OF
MECHANICAL LANDING GEAR EXTENSION SYSTEM

G. Virchenko. the problems of modern aircraft designing

V. Kanchenko, V. Kolesnichenko. THE REMOTE-CONTROLLED VEHICLE:
CONCEPTION, PROJECT, REALIZATION

Grubnyk R.B. THE RESEARCH OF PROBLEMS OF CREATING THE
REMOTE MONITORING SYSTEMS

Burov V.O. Kaminska O.O. THE RESEARCH OF METHODS OF
TELEMETRIC INFORMATION TRANSFER WITH HELP OF ANTINOISE
CODING

Tuz J.M., Kostyuk I.S. THE VOLTMETER ON THE BASE OF
INSTANTANEOUS VALUES SAMPLING

Nikolaenko K.S., Gubar V.I. THE INFORMATION TECHNOLOGY IN
STUDY COURSE "IMPACT AND DIGITAL ELECTRONICS"

Burov V.O., Sukhaya I.Y. THE RESEARCH OF METHODS OF VOICE DATA
SECURITY WITH HELP OF ACOUSTIC SIGNALS

Tuz Y.M., Tymoshchuk M.S., Khlyapov A.O. THE ALTERNATING VOLTAGE
MEASURING DEVICE OF EXTENDED PRECISION ON THE BASIS OF
ITERATIVE CORRECTION ALGORITHM

Khokhlova K. TECHNICAL MEANS FOR THE IMPLEMENTATION OF TRAINING WORKSHOPS BASED ON VIRTUAL INSTRUMENT

Skidanov E. REALISATION MEASURING FUNCTION IN A REAL-TIME SURROUNDING

Vdovin S. STATISTICAL ASSESSMENT OF FAULTS SIMULATION OF DYNAMIC SYSTEMS

Shulipa N., Belousov B. ASSESSMENT OF FAULTS OF REFERENCE DATA AND ERROR METHODS IN PROBLEMS OF NUMERICAL DIFFERENTIATION

Grychanik L, Racoid V. AUTOMATED DATA ACQUISITION AND DATA PROCESSING ABOARD MICROSATELLITE

N. Chehovoy, V. Tsidelko. VIRTUAL MODEL OF THE AUTOMATED VERIFICATION SYSTEM

Yaremchuk N. Shvedova V. USING NON-PARAMETRIC ESTIMATIONS DURING DETERMINATION OF QUALITY COEFFICIENTS FOR CONTROL TESTS IN DISTANCE EDUCATION SYSTEMS

M. Galovska. ASSESSMENT OF DISTRIBUTION OF MEASUREMENT UNCERTAINTY EVALUATION. MODELS AND INSTRUMENTS

S. Shantyr, A. Shantyr. IDENTIFICATION OF SOURCES BY THEIR REGULAR COMPONENTS IN MIXED STREAM OF IMPULSE SIGNALS

O. Kiricheyko , Y. Bobkov. MULTIFUNCTION GENERATOR OF PSEUDOCASUAL NUMBERS FOR LABVIEW GRAPHICAL DESIGN WORKSPACE

V.P. Zinchenko. Method of optimum designing of information technologies of design examinations of the complicated engineering objects and systems

J.I. Bondar. Complex of programs of calculation of wing loadings of a complex spatial configuration taking into account EFFECTS of a static aeroelasticity

N.P. Zinchenko, A.V. Sariboga, K.V. Mironova¹⁾, V.K. Artamonov, P.V. Artamonov² . Research of hinge moments of elevation and a rudder

S.V. Zinchenko. Semantic relations in intellectual informational systems

Radchenko S.G. METHODS OF DESIGNING AND IMPROVING SCIENTIFIC PRODUCTS, HIGH TECHNOLOGY, FINDING OPTIMUM CONDITION OF PRODUCTS FUNCTIONING

Bezruchenko T. MEASUREMENT UNCERTAINTY REPEATED MEASUREMENTS AND NESTED EXPERIMENTS

E.V. Kozyr. STATISTICAL METHOD CHOICE FOR DATA ANALYSIS

Marchenko M. ESTIMATION OF MEASUREMENT UNCERTAINTY OF TESTS TAKING INTO ACCOUNT POSSIBLE DEVIATIONS OF TERMS OF TESTS FROM NOMINAL ONE

Zh. Kosharna, V. Litvih. REVIEW OF METHODS AND MEANS OF PRECISION MEASUREMENT OF ALTERNATING VOLTAGE

V. Litviih , I. V. Prokhorenko. REVIEW OF THE METHODS OF INCREASING TO EFFICIENCY OF THE WORK HOT-WATER BOILER

Belousov B., Nits R. ESTIMATION OF COVARIANCE MATRIX OF POLYNOMIAL MODEL OF LEAST-SQUARES METHOD

Khodakovskiy M.I. DETERMINING OF STRUCTURE AND CHARACTERISTICS OF INFORMATION NANOTECHNOLOGIES OF INFORMATION PROCESSING WHILE CREATING THE AUTOMATIZED SYSTEMS OF RESEARCH ACTIVITIES AND INSTRUCTION SYSTEMS.

Bogomazov S.A., Barsuk A.O. THE UNIVERSAL MODULE OF REMOTE INPUT/OUTPUT DATA ON THE BASIS OF C8051F064 MICROCONTROLLER

Bobrovnik O.O. THE INFORMATION-MEASUREMENT SYSTEMS ON THE BASE OF INTELLIGENT SENSORS OF THE IEEE 1451.4 STANDARD

Bogomazov S.A., Lomakin E.Y. THE AUTOMATIZATION OF EXPERIMENTAL RESEARCHES OF OPTIC MOST-TRANSCEIVERS

Yurokin V.A. THE MICROPROCESSOR TEST BENCH FOR EXPLOITING OF ROTATION ANGLE MAGNETIC DEVICES

Povoroznyuk N.I. ELECTRONIC TRAINING AIDS FOR FORMING PRACTICAL SKILLS FOR ENGINEERING STUDENTS

O. Cherdyn'tsev, S. Lebiga, P. Oliynik. DISTRIBUTED VIBRATION MEASUREMENT AND SEISMO-MONITORING SYSTEM

Vdovichenko A.V. INDUCTORS LOSSES

Synooka O. THE PRECISION VOLTAGE VOLTMETER WITH AUTOCORRECTION FOR ALTERNATING CURRENT MEASUREMENT IN LABVIEW

Klimchuk N.M., Tereh V.V. CRIOTEMPERATURE MEASUREMENT WITH CORRECTION OF ERRORS

Kryvchenkova O. REALIZATION OF PRECISION VOLTMETER FOR ACCURATE AC-DC VOLTAGE MEASUREMENTS USING INTERPOLATION FORMULAS IN LabView

A. Osinskiy, D. Palianychko, S. Sergeev, D. Shantyr. VIRTUAL APPLICATION FOR MEASURING SIGNAL ANALYSIS BY THE USE OF INTEGRAL TRANSFORM

УДК 681.5

А.С.Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златки
РАЗМЕЩЕНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ
БИНС

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,
г. Харьков, Украина
8(057)7074549, firsov@d3.khai.edu

PLACEMENT OF SENSITIVE ELEMENTS OF FAIL-SAFE PINS

A.S.Kylik, S.N.Firsov, Do Kuok Tuan, O.Y.Zlatlin

National aerospace university N.E.Gykovsky “KHAU”
Kharkov, Ukraine

Введение. Применение технологии микромеханических датчиков (МЭМС) на сегодняшний день является перспективным для решения задач управления и навигации динамическими объектами к которым относятся беспилотные малогабаритные летательные аппараты (МЛА). Применение микромеханических преобразователей угловой скорости и линейного ускорения позволяет создавать автономные и комплексированные бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), предназначенные для решения задач навигации и управления при неограниченных диапазонах изменения линейных и угловых координат МЛА [1]. Достоинством микромеханических датчиков являются малые массово-габаритные показатели, низкая стоимость, простота эксплуатации, удобная форма предоставления информации на выходе датчика, а также наличие системы внутренней калибровки и определения температуры. Но не смотря на указанные достоинства МЭМС они не позволяют при наличии минимального количества измерителей (три датчика угловой скорости и три акселерометра) спроектировать отказоустойчивую БИНС, которая при наличии отказов измерительных элементов будет осуществляться диагностирование ее технического состояния с глубиной до вида отказа и гибко восстанавливать измерения используя результаты диагностирования.

Компоновка чувствительных элементов (ЧЭ) БИНС МЛА. Огромное количество существующих вариантов построения БИНС можно классифицировать по признаку наличия ЧЭ, определяющих параметры углового движения МЛА: БИНС на акселерометрах и БИНС с гироскопическими измерителями угловых параметров МЛА. Первая группа БИНС характеризуется простотой технической реализации, однако для нее присущи недостатки, связанные с определением направления вращения и очень актуальна проблема начальной выставки. Типичным представителем второй группы является БИНС, состоящая из трех акселерометров и трех датчиков угловой скорости (ДУС). Оси чувствительности акселерометров и ДУС

ортогональны друг другу и совпадают (или параллельны) с осями связанной с БПЛА системой координат. Такое построение БИНС является наиболее простым с точки зрения обработки информации, но недостаток такой системы БИНС заключается в том, что глубина диагностирования БИНС ограничивается только определением момента времени возникновения отказа, поэтому является актуальным проектирование таких БИНС, в которых количество ЧЭ и их компоновка позволят решать основные задачи, возложенные на БИНС, а также диагностировать техническое состояние с глубиной до вида отказа – определение причины, повлекшей за собой возникновение отказа БИНС [2].

Для выполнения условия полной диагностируемости БИНС необходимо обеспечение структурной и сигнальной диагностируемости устройства при решении каждой задачи диагностируемости. Обеспечение выполнения критерия сигнальной диагностируемости достигается путем формирования соответствующих входных сигналов, обеспечивающих выполнение соответствующего критерия. Выполнение критерия сигнальной диагностируемости является достаточным условием диагностируемости. Для обеспечения необходимого условия диагностируемости необходимо выполнение критерия структурной диагностируемости БИНС – если система структурно не диагностируема при решении соответствующей задачи диагностического обеспечения, то она также сигнально не диагностируема, а соответственно не выполняются условия полной диагностируемости. Таким образом задача обеспечения структурной диагностируемости БИНС, является первостепенной и необходимой при разработке диагностического обеспечения.

Так как БИНС принадлежит к объектам диагностирования с неизвестным входом, то единственный путь обеспечения выполнения критерия структурной диагностируемости, является введение структурной избыточности. Одним из примеров введения структурной избыточности, является мажоритарная схема включения ЧЭ в БИНС – по три акселерометра и три датчика угловых скоростей по каждой оси связанной с БПЛА системой координат. Но, не смотря на то, что указанная схема обеспечивает полную диагностируемость БИНС с глубиной до места отказа, введение чрезмерного количества ЧЭ приводит к увеличению массы, габаритов и энергопотребления БИНС. Подобное ограничение определяет актуальность задачи проектирования БИНС МЛА с минимальной структурной избыточностью, позволяющей обеспечивать структурную диагностируемость БИНС с глубиной до вида отказа. Вариант БИНС с минимальной структурной избыточностью представлен на рис.1.

Предлагаемый вариант БИНС со структурной избыточностью состоит из 4-х акселерометров (A_x, A_y, A_z, A_0) и четырех датчиков угловой скорости $ДУС_x, ДУС_y, ДУС_z$ и $ДУС_0$ (рис.1.). Для простоты объяснения преимущества предлагаемой конфигурации БИНС предположим, что центр измерительного трехгранника совпадает с центром масс ЛА. Оси чувствительности A_x, A_y, A_z и $ДУС_x, ДУС_y, ДУС_z$ совпадают с осями связанной с БПЛА системой координат Ox, Oy, Oz соответственно. Все шесть датчиков располагаются на расстоянии R от начала системы координат. Ось чувствительности акселерометра A_0 и датчика угловой скорости $ДУС_0$ совпадают с диагональю куба образованного

осями чувствительности A_x , A_y , A_z и $ДУС_x$, $ДУС_y$, $ДУС_z$, соответственно. Датчики A_0 и $ДУС_0$ расположены на расстоянии $\sqrt{3}R$ от начала координат.

Математические модели номинального и возмущенного функционирования БИНС МЛА. Учитывая расположение ЧЭ (рис.1) и влияние на показание акселерометров проекций угловой скорости на оси связанной системы координат, значения выходных сигналов A_x , A_y , A_z , $ДУС_x$, $ДУС_y$, $ДУС_z$ будут определяться следующими выражениями:

$$a'_x(k) = a_x(k) - ((\omega_y(k))^2 + (\omega_z(k))^2) R_{AK_X}; \quad (1)$$

$$a'_y(k) = a_y(k) - ((\omega_x(k))^2 + (\omega_z(k))^2) R_{AK_Y}; \quad (2)$$

$$a'_z(k) = a_z(k) - ((\omega_y(k))^2 + (\omega_x(k))^2) R_{AK_Z}; \quad (3)$$

$$\omega'_x(k) = \omega_x(k); \quad \omega'_y(k) = \omega_y(k); \quad \omega'_z(k) = \omega_z(k); \quad (4)$$

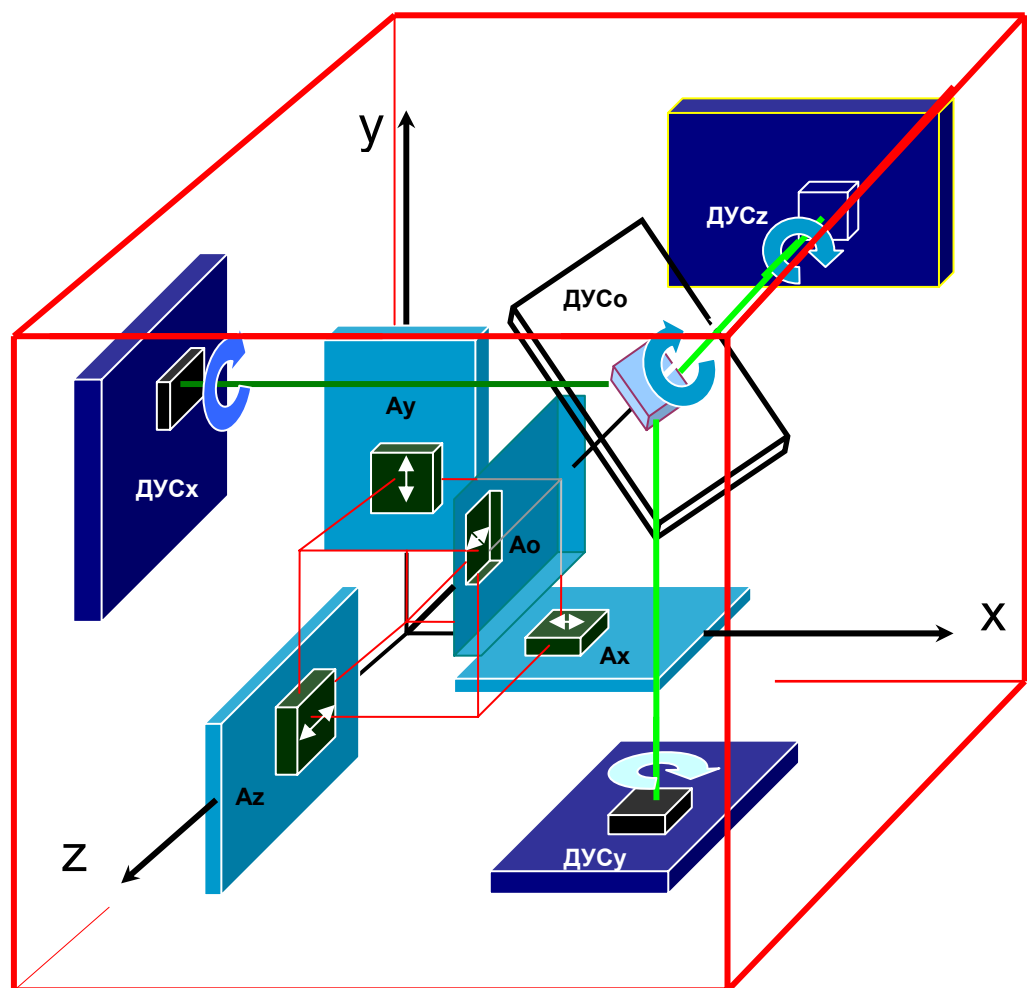


Рис.1. БИНС с минимальной структурной избыточностью

где $R_{AK_X} = R_{AK_Y} = R_{AK_Z} = R$ – расстояние от начала координат до акселерометров A_x , A_y , A_z соответственно; $a'_x(k)$, $a'_y(k)$, $a'_z(k)$ – значения выходных сигналов акселерометров A_x , A_y , A_z соответственно; $a_x(k)$, $a_y(k)$, $a_z(k)$ – проекции кажущихся ускорений на оси чувствительности

акселерометров A_x, A_y, A_z ; $\omega_x(k), \omega_y(k), \omega_z(k)$ – проекции угловой скорости вращения на оси связанной системы координат; $\omega'_x(k), \omega'_y(k), \omega'_z(k)$ – значения выходных сигналов ДУС_x, ДУС_y, ДУС_z, соответственно; k – дискретные моменты времени измерения. Для простоты записи выражений шаг квантования будем опускать.

Так как оси чувствительности A_0 и ДУС₀ совпадают с диагональю куба (рис.1), то их показания будут определяться следующими аналитическими зависимостями:

$$a'_0(k) = \frac{1}{\sqrt{3}}(a_x(k) + a_y(k) + a_z(k)) - ((\omega_x(k))^2 + (\omega_y(k))^2 + (\omega_z(k))^2) \frac{2}{3} R_{A_0}; \quad (5)$$

$$\omega'_0(k) = (\omega_x(k) + \omega_y(k) + \omega_z(k)) / \sqrt{3}; \quad (6)$$

где $a'_0(k)$ – значение выходного сигнала акселерометра A_0 ; R_{A_0} – расстояние от начала координат до точки установки A_0 ; $\omega'_0(k)$ – значение выходного сигнала ДУС₀.

На основании выражений (1)–(3) и при условии выполнения тождества $R_{A_0} = \sqrt{3}R_{AK_X} = \sqrt{3}R_{AK_Y} = \sqrt{3}R_{AK_Z} = \sqrt{3}R$ выражения (5) примут следующий вид:

$$a'_0(k) = (a'_x(k) + a'_y(k) + a'_z(k)) / \sqrt{3}. \quad (7)$$

На выходе датчиков БИНС БПЛА формируется сигнал в виде напряжения постоянного тока. На основании этого введем следующие обозначения: $U_{AK_X}(k), U_{AK_Y}(k), U_{AK_Z}(k), U_{AK_0}(k), U_{ДУС_x}(k), U_{ДУС_y}(k), U_{ДУС_z}(k), U_{ДУС_0}(k)$ – значения напряжений на выходах датчиков $A_x, A_y, A_z, A_0, ДУС_x, ДУС_y, ДУС_z$ и ДУС₀, соответственно в k -й момент времени. Так как в БИНС БПЛА используются однотипные акселерометры и ДУСы, то выражения (6)–(7) с учетом введенных обозначений примут следующий вид:

$$U_{AK_0}(k) = (U_{AK_X}(k) + U_{AK_Y}(k) + U_{AK_Z}(k)) / \sqrt{3}; \quad (8)$$

$$U_{ДУС_0}(k) = (U_{ДУС_x}(k) + U_{ДУС_y}(k) + U_{ДУС_z}(k)) / \sqrt{3}. \quad (9)$$

Тождества (8)–(9) представляют собой математические модели номинального функционирования блоков акселерометров и ДУСов БИНС.

На основании тождеств (8)–(9) получим диагностические МД-модели для решения первой задачи диагностирования – обнаружения отказов в блоках ДУС и акселерометров:

$$\Delta U_{AK_0}(k) = \tilde{U}_{AK_0}(k) - (\tilde{U}_{AK_X}(k) + \tilde{U}_{AK_Y}(k) + \tilde{U}_{AK_Z}(k)) / \sqrt{3}; \quad (10)$$

$$\Delta U_{ДУС_0}(k) = \tilde{U}_{ДУС_0}(k) - (\tilde{U}_{ДУС_x}(k) + \tilde{U}_{ДУС_y}(k) + \tilde{U}_{ДУС_z}(k)) / \sqrt{3}, \quad (11)$$

где $\Delta U_{AK_0}(k), \Delta U_{ДУС_0}(k)$ – отклонения суммарных напряжений на $A_x, A_y, A_z, ДУС_x, ДУС_y, ДУС_z$ от напряжения на A_0 и ДУС₀, соответственно; $\tilde{U}_{AK_X}(k),$

$\tilde{U}_{AK_y}(k), \tilde{U}_{AK_z}(k), \tilde{U}_{AK_0}(k), \tilde{U}_{ДУС_x}(k), \tilde{U}_{ДУС_y}(k), \tilde{U}_{ДУС_z}(k), \tilde{U}_{ДУС_0}(k)$ – напряжения на выходах датчиков $A_x, A_y, A_z, A_0, ДУС_x, ДУС_y, ДУС_z, ДУС_0$ в k -й момент времени, соответственно.

На основании полученных диагностических моделей (10)–(11) формируем предикатные уравнения:

$$\lambda_0 = S_2 \left\{ \left| \Delta U_{AK_0}(k) \right| \leq \delta_0 \right\}_0^1;$$

$\lambda_1 = S_2 \left\{ \left| \Delta U_{ДУС_0}(k) \right| \leq \delta_1 \right\}_0^1$, где λ_0, λ_1 – двухзначные предикаты, описывающие процесс сравнения значений напряжений; S_2 – символ двухзначного предикатного уравнения; δ_0, δ_1 – допустимые значения рассогласования сигналов, определяемые опытным путем.

Полученные предикатные уравнения позволяют сформировать алгоритм для решения первой задачи диагностирования – обнаружение отказа в БИНС.

После решения первой задачи диагностического обеспечения необходимо снять следующую неопределенность – определение места возникновения отказа в БИНС МЛА, т.е. определение непосредственно отказавшего датчика. Для решения этой задачи применяют также функциональные диагностические модели, полученные на основании номинального и аварийного функционирования элементов БИНС МЛА (1)–(9):

Для процесса определения места в памяти микропроцессорной системе предусмотрено место для сохранения текущей информации на определенном диапазоне времени с шагом квантования $T_0 = 0.001$ с. Данные сохраняются по принципу очереди: входит и выходит. Это необходимо для того, чтобы были данные с датчиков до момента возникновения отказа в БИНС МЛА («чистые данные»). При возникновении отказа система диагностирования на основании предикатных уравнений (12)–(13) определяет момент времени возникновения отказа t_0 и последующие данные сохраняются в памяти как «грязные» – данные, полученные с БИНС БПЛА в которой произошел отказ.

Таким образом, система располагает данными с датчиков до момента возникновения отказа и после. Для датчиков БИНС МЛА выходное напряжение можно представить в следующем виде: при наличии отказа $U(t_0 - \Delta t) \neq U(t_0 + \Delta t)$, то есть $\text{abs}(U(t_0 - \Delta t) - U(t_0 + \Delta t)) > \Delta \neq 0$ или $U(t_0 - \Delta t) = U(t_0 + \Delta t) \pm \xi$; а при отсутствии отказа – $U(t_0 - \Delta t) \approx U(t_0 + \Delta t)$. В соответствии с высказанными предположениями предикатные уравнения для определения места отказа в БИНС МЛА примут следующий вид:

$$z_i = S_2 \left\{ \left| U_{AK_i}(t_0 + \Delta t) - U_{AK_i}(t_0 - \Delta t) \right| \leq \delta_2 \right\} = \begin{cases} 0, \text{нет} \\ 1, \text{отказ } AK_i \end{cases}; \quad (12)$$

$$z_{i+3} = S_2 \left\{ \left| U_{ДУС_i}(t_0 + \Delta t) - U_{ДУС_i}(t_0 - \Delta t) \right| < \delta_{i+3} \right\} = \begin{cases} 0, \text{нет} \\ 1, \text{отказ } ДУС_i \end{cases}; \quad (13)$$

Полученные предикатные уравнения (12)–(13) отражают качественную связь места возникновения отказа с косвенными признаками в терминах булевой переменной. Использование этого обстоятельства позволяет представить решение задач диагностирования в форме дихотомического дерева, что позволяет перейти к решению важной задачи при построении диагностического обеспечения – построению правил поиска места отказов (ППМ) в БИНС МЛА.

Определение класса отказов БИНС МЛА. После установления места отказа в БИНС МЛА [4] требуется выяснить возможную причину отказа. Причины отказов для каждого элемента БИНС сформированы в соответствующие классы, каждый из которых характеризуется единственным параметром α_i . Таким образом, задача определения классов отказов заключается в выборе такой совокупности косвенных диагностических признаков, использование которых позволяет построить правила, однозначно выявляющие класс появившегося отказа из заданного множества. Следовательно, задача определения класса отказа сводится к двум взаимосвязанным задачам: формирование признакового пространства классов отказов; построение правил определения классов отказов (ПОК) в целях установления принадлежности отказа, возникшего в функциональном элементе БИНС, соответствующему классу.

Для датчиков БИНС характерно два класса отказов: изменение коэффициентов передачи и дрейф.

С учетом выполненной параметризации отказов один из возможных вариантов предикатного уравнения для определения класса отказов i -го датчика будет иметь вид:

$$z_9 = S_2 \left\{ \Delta U_{AK_x}(k+1) - \Delta U_{AK_x}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } A_x, \\ 0 - \text{изменение коэффициента } A_x. \end{cases} \quad (14)$$

На основании полученных предикатных уравнений формируем алгоритм определения класса отказа в БИНС МЛА, фрагмент которого представлен на рис. 2 в виде дихотомического дерева для акселерометра A_x .

Аналогично формируются фрагменты дихотомических деревьев для остальных элементов БИНС.

Следующим этапом определения характеристик отказов, является решение обратной задачи диагностического обеспечения БИНС, заключающейся в формировании алгоритмов для вычисления значения прямых признаков отказов $\Delta \hat{\alpha}_i$. На основании условия квазистационарности $\Delta \alpha_i$ значения $\Delta \hat{\alpha}_i$ определяются из соответствующих, полностью диагностируемых ДФМ классов отказов. Так, например, для класса отказа «дрейф акселерометра A_x »

зависимости для решения обратной: $\Delta U_{AK_x} = \left(\sum_{k=1}^N \Delta U_{AK_x}(k) \right) / N$.

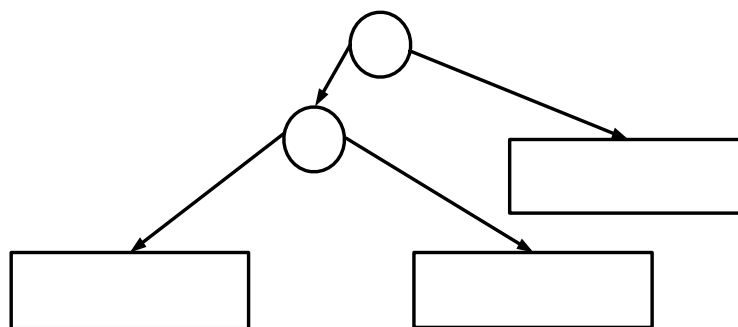


Рис. 2. Фрагмент дихотомического дерева
определения класса отказов

Определение характеристик параметров отказов БИНС, полученных при диагностировании с глубиной до вида отказа, представляет собой основу для следующего этапа обеспечения активной отказоустойчивости – восстановления работоспособности БИНС.

Литература

1. Макаров И.М. Интеллектуальные системы управления (направления исследований и результаты разработок МИРЭА) / И.М. Макаров, В.М. Лохин, С.В. Манько // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2001. – №8. – С. 9 – 14.
2. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы / А.С. Кулик // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-тет, 2000. – Вып. 15. – С. 18 – 31.
3. Фирсов С.Н. Построение отказоустойчивого измерительного блока акселерометров бесплатформенной навигационной системы беспилотного летательного аппарата / С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Вып. 1 (48). – С. 5 – 10.
4. Кулик А.С. Диагностирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с глубиной до места отказа / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-тет, 2008. – Вып. 1 (28). – С. 75 – 11.
5. Кулик А.С. Стендовое компьютерное диагностирование отказоустойчивой малогабаритной БИНС БПЛА / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Збірник доповідей науково-практичної конференції з міжнародною участю СППР-2008. – Київ, 2008. – С. 257-258.

ПОГРЕШНОСТИ ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА ПРИ НЕРЕГУЛЯРНОЙ КАЧКЕ ФЮЗЕЛЯЖА РН В АКУСТИЧЕСКОЙ СРЕДЕ

В.Н.Мельник, Е.А.Кладун, О.Я.Ковалец

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт»

г. Киев, Украина

ERRORS OF FLOAT GYRO UNDER IRREGULAR TOSS OF ROCKET- CARRIER ENCLOSURE IN ACOUSTIC ENVIRONMENT

V.N.Melnik, E.A.Kladun, O.Y.Kovalets

National Technical University of Ukraine

“Kiev Polytechnic Institute”

Kiev, Ukraine

karachun1@gala.net

Известный практический и научный интерес представляет анализ реакции поплавкового двухстепенного датчика угловых скоростей на одновременное возмущение со стороны корпуса ракеты – кинематическое возмущение – и проникающее акустическое излучение со стороны маршевых двигателей РН. Решение задачи сводится к последовательному изучению двух уравнений (первого и второго приближений):

$$\ddot{\beta}_1 + (2h - 2h^a)\dot{\beta}_1 + n^2\beta_1 = f_1(t); \quad (1)$$

$$\ddot{\beta}_2 + (2h - 2h^a)\dot{\beta}_2 + n^2\beta_2 = f_2(t). \quad (2)$$

При этом правая часть уравнения (1) явно выражалась через параметры углового движения корпуса РН и акустическую вибрацию поверхности поплавка –

$$f_1(t) = r\omega_{1x} - (q - q^a)\omega_{1z} + q\lambda\omega_{1y} + \mu\dot{\omega}_{1z} - \dot{\omega}_{1y}.$$

Или в более полной форме:

$$f_1(t) = \left(\frac{R}{B}\omega_0 \cos 2\beta_0 - \frac{H}{B}\sin \beta_0 \right) (\dot{\theta} - \omega_0\psi) - \dot{\phi} \left\{ \left[\frac{R}{B}\omega_0 \sin 2\beta_0 + \frac{H}{B}\cos \beta_0 - \frac{2P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} \{ I_{II} [\rho_\tau(t) + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T \} \right] + \frac{4P_0 i \omega_a I_{II}}{HBR} (R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0) \rho_r (\dot{\psi} + \omega_0\theta) + \frac{2P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HB} \{ I_{II} [\rho_\tau + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T \} \ddot{\phi} - \ddot{\psi} - \omega_0\dot{\theta} \right\}, \quad (3)$$

где $\dot{\phi} = \omega_{1z}$ – производная от угла поворота вокруг оси чувствительности прибора.

Правая часть уравнения (2) выражается как через заданные функции качки корпуса РН и акустической вибрации поверхности поплавка, так и через решение уравнения (1). Эту зависимость можно представить в виде:

$$\begin{aligned}
 f_2(t) = & -r\dot{\phi}\psi + \frac{4P_0i\omega_a(2R\omega_0 + H\cos\beta_0)}{HBR} I_{II}\rho_r\dot{\phi}\theta - \left\{ \left\{ q + q' + \frac{2P_0i\omega_a\sin\beta_0}{HBR} \{ I_{II}[\rho_\tau + \right. \right. \\
 & + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T \} \} \left[\frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \psi\theta \right] + \beta_1 \{ \dot{r}'(\dot{\theta} - \omega_0\psi) + \\
 & + \frac{R\omega_0 \cos 2\beta_0 \cos\beta_0 (2 - \operatorname{tg} 2\beta_0 \operatorname{tg}\beta_0) - H \sin 2\beta_0}{B} \frac{4P_0i\omega_0}{HR} I_{II}\rho_r - q'\dot{\phi} \} \} + \\
 & + \dot{\beta}_1 \{ \{ \beta_1 \omega_0 \frac{2P_0i\omega_a \cos\beta_0}{B} \{ I_{II}[\rho_\tau + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T \} - \frac{4P_0i\omega_a \sin\beta_0}{HBR} \{ I_{II}[\rho_\tau + \pi\rho_r] + \\
 & + m_T R_T L \rho_T \} \dot{\phi} \} \} - \frac{1}{2} \omega_0 \beta_1^2 \left\{ \left\{ q'' + \frac{2P_0i\omega_a \sin\beta_0}{HBR} \{ I_{II}[\rho_\tau + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T \} \} \right\} + \right. \\
 & + \frac{a}{2} \left\{ \left[(\dot{\theta} - \omega_0\psi)^2 - \dot{\phi}^2 \right] \sin 2\beta_0 - 2 \frac{16P_0^2 \omega_a^2 \cos^2 \beta_0}{H^2 R^2} I_{II}^2 \rho_r^2 (\psi + \omega_0\theta)^2 + 2(\dot{\theta} - \omega_0\psi) \times \right. \\
 & \times \dot{\phi} \cos 2\beta_0 + 2 \frac{4P_0i\omega_a \cos\beta_0}{HR} I_{II}\rho_r (\dot{\theta} - \omega_0\psi) \dot{\phi} - 2 \operatorname{tg} 2\beta_0 \cos\beta_0 (\psi + \omega_0\theta)^2 \dot{\phi} \} \} - \\
 & - \frac{d}{dt} (\dot{\phi}\theta) + \frac{2P_0i\omega_a \cos\beta_0}{HB} \{ I_{II}[\rho_\tau + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T \} [\omega_0 (\dot{\theta}\theta + \dot{\psi}\psi) - \ddot{\psi}\theta - \ddot{\psi}\dot{\theta}]. \quad (4)
 \end{aligned}$$

В случае детерминированного процесса задача сводилась к определению постоянной составляющей правой части выражения (4), то есть

$$\langle f_j(t) \rangle = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T f_j(t) dt, \quad (j=1,2 - \text{номер приближения})$$

и систематическая погрешность ДУС определялась по формуле –

$$\beta_j^{(0)} = \frac{1}{n^2} \langle f_j(t) \rangle. \quad (5)$$

Если же угловое движение корпуса РН и акустическая вибрация поплавка носят случайный характер, то следует говорить о математическом ожидании погрешности прибора. Таким образом,

$$\langle \overline{\beta_j^{(0)}} \rangle = \frac{1}{n^2} \langle \overline{f_j(t)} \rangle. \quad (6)$$

Будем предполагать, по аналогии с детерминированными возмущениями, что математические ожидания величин $\phi, \psi, \theta, \rho_\tau, \rho_r, \rho_T$ и их производных по

времени равны нулю. Математические ожидания произведений этих величин могут содержать постоянные составляющие.

Введем для обозначения математического ожидания величин $f_1(t)$, $f_2(t)$, θ , $\psi\theta$, ρ_τ , ρ_r и т.д. символы $\bar{f}_1$, $\bar{f}_2$, $\bar{\theta}$, $\bar{\psi\theta}$, $\bar{\rho}_\tau$, $\bar{\rho}_r$. Теперь можно воспользоваться формулой (6) и вычислить погрешность прибора в момент времени t . Математические ожидания произведений $\bar{\psi\theta}$, $\bar{\theta}^2$, $\bar{\psi}^2$, $\bar{\phi\rho_\tau}$, $\bar{\phi\rho_r}$, $\bar{\phi\rho_T}$, $\bar{\psi\rho_r}$, $\bar{\phi\rho_\tau}$, $\bar{\phi\rho_r}$, $\bar{\phi\rho_T}$ могут содержать постоянные составляющие. Эти составляющие обозначим символами

$$\langle\bar{\psi\theta}\rangle, \langle\bar{\theta}^2\rangle, \langle\bar{\psi}^2\rangle, \langle\bar{\phi\rho_\tau}\rangle, \langle\bar{\phi\rho_r}\rangle, \langle\bar{\phi\rho_T}\rangle, \langle\bar{\psi\rho_r}\rangle, \langle\bar{\phi\rho_\tau}\rangle, \langle\bar{\phi\rho_r}\rangle, \langle\bar{\phi\rho_T}\rangle \text{ и т.д.}$$

Из теории вероятностей известно, что если $\bar{U} = \bar{V} = 0$, то математическое ожидание произведений двух этих функций, вычисленных в разные моменты времени, называется корреляционной функцией связи:

$$\overline{U(t_1)V(t_2)} = K_{uv}(t_1, t_2).$$

Если $U = V$, то эта функция называется автокорреляционной функцией случайного процесса –

$$\overline{U(t_1)U(t_2)} = K_{uu}(t_1, t_2).$$

При $t_1 = t_2 = t$ получаем дисперсию случайного процесса $D_u(t)$:

$$\overline{U^2(t)} = K_{uu}(t, t) = D_u(t).$$

В том случае, когда процесс стационарный, имеем:

$$K_{uu}(t, t + \tau) = K_u(\tau);$$

$$K_{uu}(t, t) = K_{uv}(0) = D_u(0).$$

Дисперсия стационарного процесса является величиной постоянной. В дальнейшем не будем предполагать обязательной стационарности процесса.

С учетом сказанного имеем:

$$\begin{aligned} f_1(t) = & \\ = & \frac{4P_0 i \omega_a I_\Pi}{HBR} (R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0) \rho_r (\psi + \omega_0 \theta) + \frac{2P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HB} \{I_\Pi [\rho_\tau + \pi \rho_r] + \\ & + m_T R_T L \rho_T\} \ddot{\phi}. \end{aligned}$$

Тогда

$$\begin{aligned} \overline{f_1(t)} = & \\ = & \frac{4P_0 i \omega_a I_\Pi (R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} [K_{\psi\rho_r}(t, t) + \omega_0 K_{\theta\rho_r}(t, t)] + \frac{2P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} \times \\ & \times [I_\Pi K_{\phi\rho_\tau}(t, t) + \pi I_\Pi K_{\phi\rho_r}(t, t) + m_T R_T L K_{\phi\rho_T}(t, t)]. \end{aligned} \quad (7)$$

Осреднение функции $\langle\bar{f}_1(t)\rangle$ можно получить без труда, если известны корреляционные функции связи встречающихся в выражении (7) комбинаций $K_{\psi\rho_r}(t, t)$, $K_{\theta\rho_r}(t, t)$, $K_{\phi\rho_\tau}(t, t)$, $K_{\phi\rho_r}(t, t)$ и $K_{\phi\rho_T}(t, t)$.

Применим полученное соотношение для определения сдвига нуля в первом приближении. Для этого следует принять $\omega_0 = 0$ и $\beta_0 = 0$, то есть предположить отсутствие систематического вращения основания относительно входной оси прибора. Отсюда следуют очевидные равенства:

$$r = 0; \quad q = \frac{H}{B}; \quad r' = -\frac{H}{B}; \quad q' = 0; \quad q'' = -\frac{H}{B}. \quad (8)$$

Осредненное по времени математическое ожидание сдвига нуля определится по формуле

$$\begin{aligned} \langle \overline{\beta_1^0} \rangle &= n^{-2} \langle \overline{f_1} \rangle = \\ &= \left\langle \frac{4P_0 i \omega_a I_{II}}{n^2 BR} K_{\psi \rho_r}(t, t) + \frac{2P_0 i \omega_a}{n^2 BH} [I_{II} K_{\ddot{\varphi} \rho_\tau}(t, t) + \pi I_{II} K_{\ddot{\varphi} \rho_r}(t, t) + \right. \\ &\quad \left. + m_T R_T L K_{\ddot{\varphi} \rho_T}(t, t)] \right\rangle. \end{aligned} \quad (9)$$

Используя известные соотношения

$$\begin{aligned} K_{\dot{U}V}(t_1, t_2) &= \frac{\partial K_{UV}(t_1, t_2)}{\partial t_1}; \\ K_{U\dot{V}}(t_1, t_2) &= \frac{\partial K_{UV}(t_1, t_2)}{\partial t_2}; \\ K_{\dot{U}\dot{V}}(t_1, t_2) &= \frac{\partial^2 K_{UV}(t_1, t_2)}{\partial t_1 \partial t_2}, \end{aligned}$$

выражение (9) можно записать иначе:

$$\begin{aligned} \langle \overline{\beta_1^{(0)}} \rangle &= \\ &= \left\langle \frac{4P_0 i \omega_a I_{II}}{n^2 BR} \frac{\partial K_{\psi \rho_r}(t_1, t_2)}{\partial t_1} + \frac{2P_0 i \omega_a}{n^2 BH} \left[I_{II} \frac{\partial^2 K_{\varphi \rho_\tau}(t_1, t_2)}{\partial t_1^2} + \pi I_{II} \frac{\partial^2 K_{\varphi \rho_r}(t_1, t_2)}{\partial t_1^2} + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + m_T R_T L \frac{\partial^2 K_{\varphi \rho_T}(t_1, t_2)}{\partial t_1^2} \right] \right\rangle. \end{aligned} \quad (10)$$

Таким образом, для определения сдвига нуля в первом приближении достаточно знать корреляционные функции связи между углом дифферента (тангажа) $\psi(t)$ и упругими радиальными перемещениями боковой поверхности поплавка $\rho_r(t)$, а также между углом рыскания $\varphi(t)$ и радиальными $\rho_r(t)$ и тангенциальными $\rho_\tau(t)$ перемещениями боковой поверхности поплавка. Кроме того, должна быть задана корреляционная функция связи между углом рыскания $\varphi(t)$ и изгибными колебаниями торца поплавка под действием акустической волны. Эти функции могут быть определены экспериментально.

Если принять углы качки корпуса РН и упругие перемещения поплавка под действием проникающего акустического излучения случайными и стационарно связанными функциями, то есть такими, для которых взаимные

корреляционные функции зависят только от разности моментов времени $\tau = (t_2 - t_1)$, то можно будет записать следующие соотношения:

$$\begin{aligned} K_{\dot{\psi}\rho_r} &= \frac{\partial}{\partial t_1} K_{\psi\rho_r} = -\frac{d}{d\tau} K_{\psi\rho_r}(\tau)|_{\tau=t_2-t_1}; \quad K_{\ddot{\varphi}\rho_\tau} = \frac{\partial^2}{\partial t_1 \partial t_2} K_{\varphi\rho_\tau} = \frac{d}{d\tau} K_{\varphi\rho_\tau}(\tau)|_{\tau=t_2-t_1}; \\ K_{\ddot{\varphi}\rho_r} &= \frac{d}{d\tau} K_{\varphi\rho_r}(\tau)|_{\tau=t_2-t_1}; \quad K_{\ddot{\varphi}\rho_T} = \frac{d}{d\tau} K_{\varphi\rho_T}(\tau)|_{\tau=t_2-t_1}. \end{aligned} \quad (11)$$

Сдвиг нуля получим из (10), используя соотношение (11):

$$\begin{aligned} \langle \overline{\beta_1^{(0)}} \rangle &= \\ &= \left\langle -\frac{4P_0 i \omega_a I_\Pi}{n^2 BR} \dot{K}_{\psi\rho_r}(0) + \frac{2P_0 i \omega_a}{n^2 BH} [I_\Pi \ddot{K}_{\varphi\rho_r}(0) + \pi I_\Pi \ddot{K}_{\varphi\rho_r}(0) + \right. \\ &\quad \left. + m_T R_T L \ddot{K}_{\varphi\rho_T}(0)] \right\rangle. \end{aligned} \quad (12)$$

Проиллюстрируем сказанное. Найдем сдвиг нуля при следующем виде корреляционных функций связи:

$$K_{ij} = \frac{1}{2} \rho_{ij}^2 \cos(\gamma\tau + \delta_{ij}).$$

Тогда

$$\dot{K}_{ij}(0) = -\rho_{ij}^2 \gamma \sin \delta_{ij}; \quad \ddot{K}_{ij}(0) = -\rho_{ij}^2 \gamma^2 \cos \delta_{ij}.$$

После подстановки в (12) имеем:

$$\begin{aligned} \langle \overline{\beta_1^{(0)}} \rangle &= \\ &= \frac{4P_0 i \omega_a I_\Pi}{n^2 BR} \rho_{\psi\rho_r}^2 \gamma \sin(\delta_{\psi\rho_r}) - \frac{2P_0 i \omega_a}{n^2 BH} [I_\Pi \rho_{\varphi\rho_\tau}^2 \gamma^2 \cos(\delta_{\varphi\rho_\tau}) + \pi I_\Pi \rho_{\varphi\rho_r}^2 \gamma^2 \cos(\delta_{\varphi\rho_r}) + \\ &\quad + m_T R_T L \rho_{\varphi\rho_T}^2 \gamma^2 \cos(\delta_{\varphi\rho_T})]. \end{aligned} \quad (13)$$

Перейдем ко второму приближению. Правая часть уравнения (12) включает в себя два типа слагаемых – не содержащих решение уравнения первого приближения β_1 и содержащие. Представим функцию $f_2(t)$ в виде:

$$\begin{aligned} f_2(t) &= U(t) + V(t) = \\ &= -r\dot{\varphi}\psi + \frac{4P_0 i \omega_a (2R\omega_0 + H \cos \beta_0) I_\Pi}{HBR} \dot{\varphi}\theta\rho_r - \{q + q' + \frac{2P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} \times \\ &\quad \times [I_\Pi (\rho_\tau + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T]\} \left[\frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi}\theta \right] + \beta_1 [r'(\dot{\theta} - \omega_0\psi) - q'\dot{\varphi} + \\ &\quad + \frac{R\omega_0 \cos 2\beta_0 \cos \beta_0 (2 - \operatorname{tg} 2\beta_0 \operatorname{tg} \beta_0) - H \sin 2\beta_0}{HBR} 4P_0 i \omega_a I_\Pi \rho_r] + \\ &\quad + \dot{\beta}_1 \left\{ \frac{2P_0 i \omega_a \cos \beta_0 \omega_0}{HBR} \beta_1 [I_\Pi (\rho_\tau + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] - \frac{4P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} \times \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \times [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] \dot{\phi} \} - \frac{1}{2} \omega_0 \beta_1^2 \{q'' + \frac{2P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + \\
& + m_T R_T L \rho_T] \} + \frac{a}{2} \{[(\dot{\theta} - \omega_0 \psi)^2 - \dot{\phi}^2] \sin 2\beta_0 + 2\dot{\phi}(\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \cos 2\beta_0 - \\
& - 2 \frac{16P_0^2 \omega_a^2 \cos^2 \beta_0 I_{\Pi}^2}{H^2 R^2} (\dot{\psi} + \omega_0 \theta)^2 \rho_r^2 + 2 \frac{4P_0 i \omega_a \cos \beta_0 I_{\Pi}}{HR} (\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \dot{\phi} \rho_r - \\
& - 2 \operatorname{tg} 2\beta_0 \cos \beta_0 (\dot{\psi} + \omega_0 \theta)^2 \dot{\phi} \} + \frac{2P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] \times \\
& \times [\omega_0 (\dot{\theta} \theta + \dot{\psi} \psi) - \ddot{\psi} \theta - \dot{\psi} \dot{\theta}] - \frac{d}{dt} (\dot{\phi} \theta). \tag{14}
\end{aligned}$$

Таким образом, имеем

$$\begin{aligned}
& U(t) = \\
& = -r \dot{\phi} \psi + \frac{4P_0 i \omega_a (2R\omega_0 + H \cos \beta_0) I_{\Pi}}{HBR} \dot{\phi} \theta \rho_r - \{q + q' + \frac{2P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} \times \\
& \times [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T]\} \left[\frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi} \theta \right] + \frac{a}{2} \{[(\dot{\theta} - \omega_0 \psi)^2 - \dot{\phi}^2] \times \\
& \times \sin 2\beta_0 + 2\dot{\phi}(\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \cos 2\beta_0 - 2 \frac{16P_0^2 \omega_a^2 \cos^2 \beta_0 I_{\Pi}^2}{H^2 R^2} (\dot{\psi} + \omega_0 \theta)^2 \rho_r^2 + \\
& + 2 \frac{4P_0 i \omega_a \cos \beta_0 I_{\Pi}}{HR} (\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \dot{\phi} \rho_r - 2 \operatorname{tg} 2\beta_0 \cos \beta_0 (\dot{\psi} + \omega_0 \theta)^2 \dot{\phi} \} + \frac{2P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} \times \\
& \times [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] [\omega_0 (\dot{\theta} \theta + \dot{\psi} \psi) - \ddot{\psi} \theta - \dot{\psi} \dot{\theta}] - \frac{d}{dt} (\dot{\phi} \theta);
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& V(t) = \\
& = \beta_1 [(r'(\dot{\theta} - \omega_0 \psi) - q' \dot{\phi} + \frac{R\omega_0 \cos 2\beta_0 \cos \beta_0 (2 - \operatorname{tg} 2\beta_0 \operatorname{tg} \beta_0) - H \sin \beta_0}{HBR} \times \\
& \times 4P_0 i \omega_a I_{\Pi} \rho_r] - \frac{1}{2} \omega_0 \beta_1^2 \{q'' + \frac{2P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] \} + \\
& + \dot{\beta}_1 \{ \beta_1 \frac{2P_0 i \omega_a \omega_0 \cos \beta_0}{HBR} [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] - \frac{4P_0 i \omega_a \sin \beta_0}{HBR} \times \\
& \times [I_{\Pi}(\rho_{\tau} + \pi\rho_r) + m_T R_T L \rho_T] \dot{\phi} \}.
\end{aligned}$$

Математическое ожидание функции $f_2(t)$ можно представить теперь в виде суммы двух слагаемых –

$$\overline{f_2(t)} = \overline{U(t)} + \overline{V(t)}.$$

УДК 531.383 + 531.15 + 53.043

ГЕНЕЗИС ГИРОСКОПИИ НА ЭФФЕКТЕ САНЬЯКА

Н.И. Кробка

Филиал Центра эксплуатации наземной космической инфраструктуры

“НИИ прикладной механики имени академика В.И.Кузнецова”,

РФ, Москва, Авиамоторная, 55;

тел. 8 915 056 40 19; KrobkaNick@msn.com

SANIAC EFFECT BASED GYROS' GENESIS

N.I. Krobka

Center of exploitation of earth-based space infrastructure branch

“NII of applied mechanics V.I.Kuznetsov”

Russian Federation, Moscow, 55, Aviamotornaya st.

8(915)0564019, KrobkaNick@msn.com

Приведен краткий обзор развития и современного состояния разработок гироскопов на эффекте Саньяка – лазерных гироскопов (ЛГ), волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) и новых типов гироскопических устройств на волнах де Бройля (ГВБ) частиц (нейтронов, протонов, электронов), атомов и конденсатов Бозе-Эйнштейна, и на свойствах сверхтекучих жидкостей.

Основа гироскопических эффектов (чувствительность к абсолютному вращению) – это различие протекания тех или иных физических процессов в инерциальных и неинерциальных (вращающихся) системах отсчета, позволяющее автономно изолированной системой регистрировать вращение относительно инерциального пространства.

Принцип действия первых гироскопических устройств – маятника Фуко и быстровращающегося ротора в кардановом подвесе – основан на законах классической механики [1-5]. Исторически первыми развивались гироскопы с быстро вращающимся ротором (и с максимально большим кинетическим моментом). В современной практике гироскопии отрабатываются и другие гироскопические устройства – “обобщенные маятники Фуко” с кинетическим моментом равным нулю [6]. Механические гироскопы прошли длительный путь развития – “путь борьбы с трением в подвесе” – поплавковые, с электромагнитным и электростатическим подвесами, динамически настраиваемые, вибрационные и другие виды механических гироскопов. До 1970-х годов механические гироскопы являлись единственными датчиками абсолютного вращения для практических инерциальных систем ориентации, навигации и управления [7].

В 1892 г. сэр Лодж предсказал [8] иной тип гироскопического эффекта – чувствительность к абсолютному вращению кольцевых интерферометров. Эффект экспериментально был подтвержден 20 лет спустя [9] и заслуженно носит имя Саньяка [10-12]. Этот эффект использовался для подтверждения вращения Земли [13, 14]. Но эффект Саньяка в его классическом понимании –

слишком “слабый” эффект, – для “бортового” применения необходимы интерферометры нереально больших размеров.

В 1950 г. И.Л. Бернштейн проверил эффект Саньяка на радиоволнах [15] и, одновременно, предложил многовитковую намотку интерферометра для увеличения эффективной площади – прообраз современных ВОГ.

После создания лазеров практически сразу были созданы неон-гелиевые ЛГ [16, 17], которые после 20 лет отработки в начале 1980-х годов в мировой практике гироскопического и навигационного приборостроения существенно “потеснили” механические гироскопы из многих традиционных областей применений в силу многочисленных технических преимуществ ЛГ.

В СССР работы по технологии лазерной гироскопии были развернуты с начала 1960-х годов практически одновременно в НИИ прикладной физики (НИИ ПФ) и НИИ “Полюс” (г. Москва). Усилиями разработчиков НИИ ПФ и специалистов ПО “Завод Арсенал” (г. Киев) к началу 1970-х годов была создана полномасштабная технология некоторых частных типов ЛГ, которые в начале 1970-х годов (раньше, чем в США) были освоены в серийном производстве (ПО “Завод Арсенал”) и приняты в эксплуатацию.

В 1970-х годах в мировой практике была достигнута точность ЛГ на уровне, достаточном для большинства применений: стабильность нуля – (0,001-0,01) град/час (1σ); случайный дрейф – (0,0005-0,005) град/(час)^{1/2} (1σ), стабильность масштабного коэффициента лучше, чем у всех механических гироскопов – (0,001-1,0) ppm (10^{-9} - 10^{-6}) (1σ). В результате в 1980-х годах в авиационной промышленности США и Европы началась масштабная замена платформенных инерциальных навигационных систем (ИНС) на механических гироскопах на бесплатформенные ИНС (БИНС) на ЛГ. Наместились тенденции применения ЛГ и в других областях техники [18, 19].

В 1985 г. - 1996 г., в связи с тенденцией применения ЛГ в ракетно-космической технике, работы по лазерной гироскопии проводились в НИИ прикладной механики НПО “Ротор” (с 1993 г. – НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова) [20-22]. Основные технические требования к разработкам ЛГ НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова представлены в таблице.

Таблица 1.

Технические требования и области планировавшихся применений ЛГ
НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова

Назначение	Технические требования по точности ЛГ (1σ)				Этапы
	Стабильность нуля [град/час]	Случайный дрейф [град/час ^{1/2}]	Стабильность масштабного коэффициента	Точность навигации	
СУ маневренных объектов (1985 г. - 1989 г.)	0,01-0,1	0,001-0,01	50 ppm		НИР НИЭР НИТР
СУ РН и спускаемых					НИР

КА (запуск, довыведение, коррекция, посадка) (1989 г. – 1995 г.)	0,01	0,001	(5-50) ppm		НИТР ОКР НИР
СУ ОКС (1990 г. -1995 г.)	0,001-0,005	0,001	5 ppm		
БИНС самолетов СССР и РФ (1989 г. -1996 г.)	0,02	0,001	15 ppm	2 км/час 1 км/час (2σ)	ОКР НИР

Обозначения в таблице 1: СУ – система управления; РН – ракета-носитель; КА – космический аппарат; ОКС – орбитальная космическая станция.

В разработках НИИ ПМ имени академика В.И.Кузнецова использовалась апробированная оптико-физическая схема чувствительных элементов (ЧЭ) ЛГ: одномодовый четырехзеркальный неон-гелиевый кольцевой лазер (КЛ) с линейной поляризацией излучения, длина волны генерации 0,63 мкм, возбуждение газового разряда постоянным током, симметричная схема разряда: один катод и два анода, механические устройства “частотных подставок” для устранения эффекта “захвата” частот встречных волн КЛ.

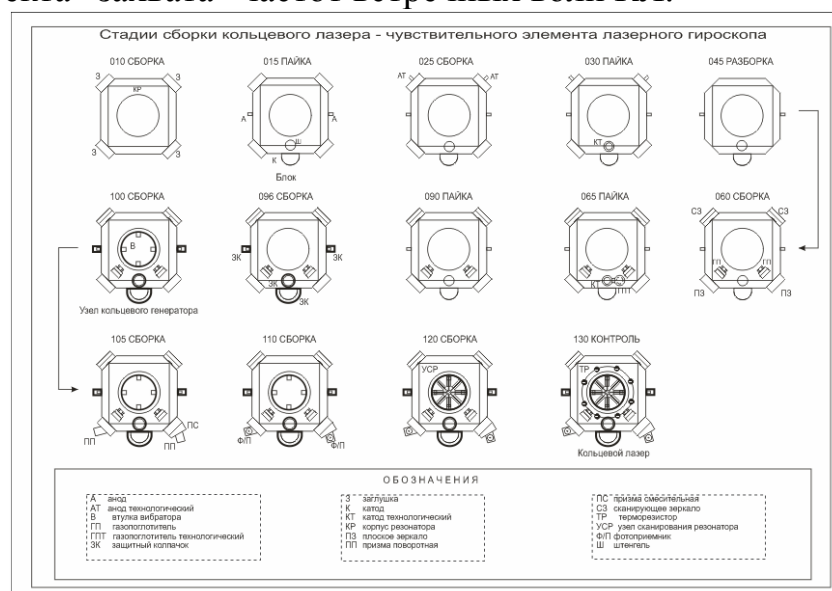


Рис. 1. Технологическая схема сборки ЧЭ ЛГ НИИ ПМ.

Для комплектации БИНС собственной разработки НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова (с планируемой точностью 1 миля/час (2σ), предназначенных для

самолетов гражданской авиации), с 1992 г. на предприятии "Звезда" осваивался комплекс технологий производства ЧЭ ЛГ, в т.ч.: сверления газоразрядных каналов сложных конфигураций в ситалловых резонаторах; полировки граней резонаторов под оптический контакт с точностью (1-5) угл. сек; глубокой полировки кварцевых подложек зеркал с шероховатостью (2-5) Å (плоских) и (5-10) Å (сферических); напыления зеркал (SiO₂/TiO₂) с интегральным рассеянием не более 0,01%; изготовления анодов из титана и катодов из бериллия (ресурс – более 60 000 час); химической полировки ситалла; химической очистки элементов ЛГ; вакуумной обработки и герметизации ЛГ; методик испытаний точностных характеристик ЛГ [20-22].

В разработке НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова системы БИНС-90 использовалось реверсивно вращающееся основание (РВО) для блока трех ЛГ (без использования вибраторов) и трех акселерометров, аналогично системе LN-94R фирмы Litton [23], (с улучшенными параметрами реверса направления вращения за счет применения ударных пружин), поэтому требования к точности ЛГ для обеспечения точности системы БИНС-90 были относительно невысоки: стабильность нуля – 0,02 град/час (1σ); случайный дрейф – 0,001 град/час^{1/2} (1σ); стабильность масштабного коэффициента (МК) – 15 ppm (1σ).

Ниже приведены характеристики ЛГ опытных партий, изготовленных в 1992 г. - 1994 г. для комплектации и отработки системы БИНС-90 [20-22].

Таблица 2.
Результаты приемо-сдаточных испытаний ЛГ КИНД.402139.002
для комплектации опытных образцов системы БИНС-90 НИИ ПМ
(производство на предприятии "Звезда" 1992 г. - 1994 г.)

№ п/п	Дата	Заводской Номер	Применение	Точностные характеристики			Примечания
				Требования ТУ			
				Стабильность МК (1σ) 1,5 E-05		Стабильность нуля (1σ) 0,02 град/ч	
				Угловая скорость вращения			
				60 град/с	80 град/с	60 град/с	
			Штатное	Результаты приемо-сдаточных испытаний			Отработка БИНС-90
	1992 г.						Выход годных ЛГ – 1 из 5
1	12.92	46		6,70 E- 07	4,40 E- 07	0.016	Первый ЛГ НИИ ПМ
	1993 г.						Выход годных – 40%
2	01.93	48		1,20 E- 06	1,30 E- 06	0.010	

3	02.93	13071219		4,00 E-07	1,00 E-07	0.008	
4	03.93	13071261		4,00 E-07	1,00 E-07	0.009	
5	03.93	13071259		5,00 E-07	1,10 E-05	0.012	
6	12.93	13081138		2,30 E-06	2,90 E-06	0.009	
7	12.93	13081144		6,00 E-07	3,00 E-06	0.019	
	1994 г.						Выход годных ЛГ – 70%
8	01.94	13081149	Ресурсные исп.	2,00 E-07	1,00 E-06	0.020	Наработка – 10,069 ч на 11.06.96
9	02.94	13081150		1,20 E-06	8,00 E-07	0.020	
10	04.94	13016104		7,00 E-07	2,00 E-07	0.009	
11	04.94	13016109		4,00 E-07	2,00 E-07	0.009	
12	04.94	13016116		2,00 E-06	4,00 E-07	0.012	
13	06.94	13016123	Ресурсные исп.	1,00 E-07	1,90 E-06	0.011	Наработка – 12,159 ч на 11.06.96
14	06.94	13016124		3,00 E-06	1,30 E-06	0.017	
15	06.94	13016125		6,50 E-06	3,50 E-06	0.019	
16	III кв.94	13056002		1,00 E-06	5,00 E-07	0.020	
17	III кв.94	13056005		7,00 E-07	4,00 E-07	0.016	
18	III кв.94	13056014		2,00 E-06	3,00 E-06	0.009	
19	III кв.94	13056016		2,00 E-06	1,00 E-06	0.010	
20	III кв.94	13056027		3,70 E-06	1,90 E-06	0.011	
21	12.94	13056084		7,00 E-07	3,00 E-07	0.011	

В результате этих работ на этапе лазерной гироскопии в НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова была подтверждена возможность создания ЛГ с характеристиками: стабильность нуля – 0,01 град/час (1σ); случайный дрейф – 0,001 град/час^{1/2} (1σ) и оперативного развертывания производства ЛГ.

Был получен и рекордный в истории отечественной (СССР/РФ/СНГ) гироскопии результат – стабильность масштабного коэффициента гироскопа в условиях производства – порядка 0,1 ppm (10^{-7}) (1σ).

После создания в первой половине 1970-х годов оптических волоконных световодов интенсивно разрабатывались ВОГ [24, 25]. По прогнозам Лаборатории Дрейпера (Draper Laboratory) начала 1990-х годов, в ближайшей перспективе ВОГ достигнут уровня точности 0,0001 град/час и в отдаленной перспективе вытеснят и механические гироскопы и ЛГ из многих областей применения с уровнем точности гироскопов (0,0001-0,001) град/час.

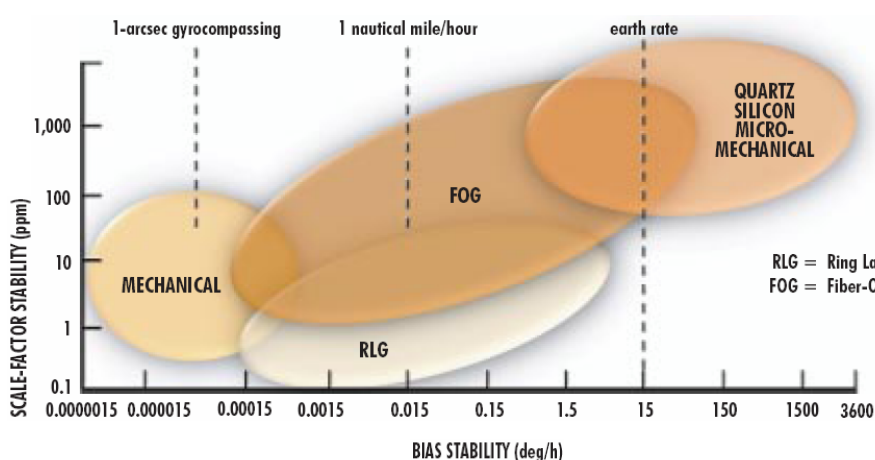


Рис. 2. Прогноз Лаборатории Дрейпера краткосрочных перспектив ВОГ [26].

Повышение точности ВОГ произошло к началу XXI века как результат 25 лет отработки ВОГ [27, 28]. Достигнутый к настоящему времени уровень точности ВОГ: (0,0001÷0,001) град/час (США) [29, 30], (0,001÷0,01) град/час (Евросоюз) [31, 32], (0,001÷0,01) град/час (КНР) [33, 34], (0,005÷0,1) град/час (Россия) [35] инициировал широкомасштабные применения ВОГ, в том числе, для космических применений [36]. Уровень стойкости элементов ВОГ к космическому излучению ($\sim 10^5$ рад [36]) позволяет использовать ВОГ на спутниках с длительным циклом активного существования, планируя замену ЛГ на ВОГ. Уровень точности ВОГ НИИ ПМ: стабильность нуля – 0,02 град/час; случайный дрейф – 0,005 град/час^{1/2} (1σ) позволяет прорабатывать на основе ВОГ различные варианты инерциальных приборов [37, 38].

Чувствительность к вращению гироскопических устройств на волнах де Бройля превосходит чувствительность ЛГ и ВОГ на световых волнах на одиннадцать порядков (10^{11}) – отношение энергии атома к энергии фотона $mc^2/h\nu$, что потенциально позволяет существенно превзойти уровень точности, доступный для ЛГ и ВОГ. Более 30 лет назад зарегистрировано вращение Земли на основе интерференции волн де Бройля нейтронов [39-41], позже – на волнах

де Бройля атомов (с повышением чувствительности на два порядка) [42-44]. Наблюдался эффект Саньяка и на волнах де Бройля электронов [45, 46]. Ведутся работы по созданию гироскопов на квантовых свойствах сверхтекучих жидкостей [47-52] и Бозе-конденсатов [53, 54].

Дискуссии о возможности реализации эффекта Саньяка для различных “медленных” волн продолжались десятилетия [55]. К настоящему времени точность лабораторных образцов гироскопических устройств на волнах материи повышена на пять порядков (с использованием электронного реверса направления оси чувствительности [56]: стабильность нуля – лучше 0,0001 град/час (1σ); случайный дрейф – менее $0,000005 \text{ град/час}^{1/2}$ (1σ); стабильность масштабного коэффициента – лучше 5 ppm (1σ).

Гироскопические устройства на волнах материи – третье поколение гироскопов на эффекте Саньяка. В настоящее время разработки гироскопов на волнах материи ведущих исследовательских центров – Massachusetts Institute of Technology, Stanford University, University of California и других близки к выходу из лабораторий и началу прикладных разработок.

Литература

1. Foucault L. Démonstration physique du mouvement de la Terre au moyen du pendule // C. R. Acad. sci. Paris. – 1851. – V. 32. – P. 135-138.
2. Foucault L. Sur les phénomènes d'orientation des corps tournants entraînés par un axe fixé à la surface de la terre // C. R. Acad. sci. Paris. – 1852. – V. 35.
3. Foucault L. Sur une nouvelle démonstration expérimentale du mouvement de la Terre, fondée sur la fixité du plan de rotation // C. R. Acad. sci. Paris. – 1852. – V. 35. – P. 421-427.
4. Foucault L. Addition aux précédentes communications // C. R. Acad. sci. Paris. – 1852. – V. 35. – P. 469-470.
5. Foucault L. Sur la tendance de rotations au parallélisme // C. R. Acad. sci. Paris. – 1852. – V. 35. – P. 602-603.
6. Журавлев В.Ф. Принципиальные вопросы теории новых гироскопических датчиков семейства «обобщенный маятник Фуко» / Проблемы механики: Сб. статей к 90-летию со дня рождения А.Ю. Ишлинского / Под ред. Д.М. Климова. – М.: Физматлит, 2003. – С. 369-386. – 832 с.
7. Приоритет – точность. ФГУП “НИИ прикладной механики имени академика В.И.Кузнецова”. 50 лет. / Под общ. ред. И.Н.Сапожникова. – М.: Изд-во: РЕСТАРТ. – 2006. – 192 с.
8. Lodge O.J. Aberration Problems. A Discussion concerning the Motion of the Ether near the Earth, and concerning the Connexion between Ether and Gross Matter; with Some New Experiments (read 31 March 1892) // Phil. Trans. A. – 1893. – Vol. 184. – Pp. 727-804.
9. Sagnac G. L'éther lumineux démontré par l'effet du vent relatif d'éther dans un interféromètre en rotation uniforme // Comptes Rendus Acad. sci. – 1913. – V. 157. – Pp. 708-710.

10. Малыкин Г.Б. Ранние исследования эффекта Саньяка // УФН. – 1997. – Т. 167. - № 3. - С. 337-342.
11. Малыкин Г.Б. Эффект Саньяка. Корректные и некорректные объяснения // УФН. – 2000. – Т. 170. - № 12. – С. 1325-1349.
12. Малыкин Г.Б., Харламов С.А. Топологическая фаза в классической механике // УФН. – 2003. – Т. 173. – № 9. – С. 985-994.
13. Michelson A.A. The effect of the Earth's rotation on the Velocity of light. I. // *Astrophys. J.* – 1925. – Vol. 61. – Pp. 137-139.
14. Michelson A. A., Gale H. The effect of the Earth's rotation on the Velocity of light. II. // *Astrophys. J.* – 1925. – Vol. 61. – Pp. 140-145.
15. Бернштейн И.Л. Опыт Саньяка на радиоволнах // ДАН СССР. – 1950. – Т. LXXV. – № 5. – С. 635-638.
16. Macek W.M., Davis D.T.M. Rotation rate sensing with traveling-wave ring laser // *Appl. Phys. Lett.* – 1963. – Vol. 2. – No. 3. – Pp. 67-68.
17. Klass P.J. Ring Laser Device Performs Rate Gyro Angular Sensor Functions // *Aviation Week and Space Technology.* – 1963. – Feb. 11. – Pp. 98-103.
18. Morrison R.F., Strang C.B. Missile Laser Gyro Rate Sensor // *J. Spacecraft and Rockets.* – 1977. – Vol. 14. – No. 5. – Pp. 317-318.
19. Ring-laser gyros for submarine // *International Defense Review.* – 1983. – No. 2. – P. 127.
20. Кробка Н.И., Сапожников И.Н. Конверсионные работы по лазерной гироскопии в НИИ прикладной механики // Гироскопия и навигация, 1994, № 2 (5). – С. 87-88.
21. Кробка Н.И., Сапожников И.Н. Работы по лазерной гироскопии в научно-исследовательском институте прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова / I Санкт-Петербургская международная конференция по гироскопической технике (Санкт-Петербург, 25-26 мая 1994 г.). – Санкт-Петербург: ОПММПУ РАН. ЦНИИ «Электроприбор», 1994. – С. 3-13.
22. Кробка Н.И. Результаты разработки лазерных гироскопов для бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Гироскопия и навигация, 1995, № 3 (10). – С. 82-83.
23. Matthews A., Welter H. Cost-Effective, High-Accuracy Inertial Navigation // *Navigation. Journal of the Institute of Navigation.* – 1989. – Vol. 36. – No. 2. – Pp. 157-172.
24. Vali V., Shorthill R.W. Fiber ring interferometer // *Appl. Opt.* – 1976. – Vol. 15. – No. 5. – Pp. 1099-1100.
25. Vali V., Shorthill R.W. Ring interferometer 950 m long // *Appl. Opt.* – Vol. 16. – No. 2. – Pp. 290-291.
26. Barbour N.M., Schmidt G. T. Inertial Sensor Technology Trends // *Proc. of the 1998 Workshop on Autonomous Underwater Vehicles, 20-21 August 1998, Cambridge, MA,* pp. 55-62.
27. Sanders S.J., Strandjord L.K., and Mead D. Fiber optic gyro technology trends - a Honeywell perspective // *Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest, 2002. OFS 2002, 15th. Vol. 1.* – Pp. 5-8.

28. Pavlath G.A. Fiber optic gyro based inertial navigation systems at Northrop Grumman // Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest, 2002. OFS 2002, 15th. Vol. 1. – P. 9.
29. High Performance Fiber Optic Gyro-based Inertial Reference System. – www.honeywell.com.
30. FOG 2500. – www.northropgrumman.com.
31. Astrix 200 Fiber Optic Gyro. A Very High Performance FOG Inertial Measurement Unit for Accuracy demanding Satellites. – www.astrium.eads.net.
32. IMU 90 & 120. FOG Inertial Measurement Unit. – <http://www.ixsea.com/en>.
33. Yang Yuanhong, Wang Zheng, Yi Xiaosu, Zhang Weixu
基于掺铒超荧光光纤光源的高精度光纤陀螺 High precision fiber optic gyroscope based on Er-doped superfluorescent fiber source // Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics. – 2005. No. 11. – www.ilib.cn/A-bjhkhtdxxb200511001.html.
34. 李彦, 张春熹, 欧攀, 徐宏杰 Research on the influence of the source degree of polarization on the bias stability of interference fiber optical gyroscope//Optical Technique.–2006.–No. 06.– www.ilib.cn/A-gxjs200606030.html.
35. www.optolink.ru; www.fizoptika.ru.
36. www.draper.com; www.honeywell.com; www.northropgrumman.com; www.astrium.eads.net.
37. Кробка Н.И. Особенности бесплатформенных инерциальных систем ориентации на основе трехосных волоконно-оптических гироскопов с одним общим источником излучения / Юбилейная XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ “Электроприбор”. – 2008. – С. 87-89.
38. Кробка Н.И. Новый некоммутативный кинематический эффект и его проявления в бесплатформенных инерциальных системах ориентации на основе волоконно-оптических гироскопов // Гироскопия и навигация. – 2009. – (В печати).
39. Page L.A. Effect of Earth's Rotation in Neutron Interferometry // Phys. Rev. Lett. – 1975. – Vol. 35. – Iss. 8 – Pp. 543-543.
40. Colella R., Overhauser A., Werner S. Observation of Gravitationally Induced Quantum Interference // Phys. Rev. Lett. – 1975. – Vol. 34. – Iss. 23. – Pp. 1472-1474.
41. Staudenmann J. -L., Werner S.A., Colella R., Overhauser A.W. Gravity and inertia in quantum mechanics // Phys. Rev. A. – 1980. – Vol. 21. – Iss. 5. – Pp. 1419-1438.
42. Gustavson T. L., Bouyer P., Kasevich M. A. Precision Rotation Measurements with an Atom Interferometer Gyroscope // Phys. Rev. Lett. – 1997. – Vol. 78. – No. 11. – Pp. 2046-2049.
43. Lenef A, Hammond T.D., Smith E.T., Chapman M.S., Rubenstein R.A., Pritchard D.E. Rotation Sensing with an Atom Interferometer // Phys. Rev. Lett. – 1997. – Vol. 78. – No. 5. – Pp. 760-763.

44. Gustavson T.L., Landragin A., Kasevich M.A. Rotation sensing with a dual atom-interferometer Sagnac gyroscope // *Class. Quantum Grav.* – 2000. – Vol. 17. – Iss. 12. – Pp. 2385-2398
45. Hasselbach F., Nicklaus M. Sagnac experiment with electrons: Observation of the rotational phase shift of electron waves in vacuum // *Phys. Rev. A.* – 1993. – Vol. 48. – Iss. 1. – Pp. 143-151.
46. Neutze R., Hasselbach F. Sagnac experiment with electrons: Reanalysis of a rotationally induced phase shift for charged particles // *Phys. Rev. A.* – 1998. – Vol. 58. – Iss. 1. – Pp. 557-565.
47. Reppy J.D., Lane C.T. Angular-Momentum Experiments with Liquid Helium // *Phys. Rev.* – 1965. – Vol. 140. – Iss. 1A. – Pp. 106-111.
48. Bonaldi M., Vitale S., Cerdonio M. Rotationally induced dissipation in superfluid helium // *Phys. Rev. B.* 1990. – Vol. 42. – No. 16-A. – Pp. 9865-9874.
49. Packard R.E., Vitale S. Principles of superfluid-helium gyroscopes // *Phys. Rev. B.* – 1992. – Vol. 46. – Iss. 6. – Pp. 3540-3549.
50. Schwab K., Bruckner N., Packard R.E. Detection of the Earth's rotation using superfluid phase coherence // *Nature.* – 1997. – Vol. 386, 10 Apr. – Pp. 585-587.
51. Bruckner N., Packard R. Large area multiturn superfluid phase slip gyroscope // *J. Appl. Phys.* – 2003. – Vol. 93. – Iss. 3. – P. 1798.
52. Вароко Е., Вароко Г. Эффект Саньяка в сверхтекучих жидкостях // *УФН.* – 2008. – Т. 178. – № 2. – С. 217-221.
53. Shin Y., Saba M., Pasquini T.A., Ketterle W., Pritchard D.E., Leanhardt A.E. Atom Interferometry with Bose-Einstein Condensates in a Double-Well Potential // *Phys. Rev. Lett.* – 2004. – Vol. 92. – Iss. 5. – Pp. 050405 [4 pages].
54. Tolstikhin O.I., Morishita T., Watanabe S. Gyroscopic effects in interference of matter waves // *Phys. Rev. A.* – 2005. – Vol. 72. – Iss 5. – Pp. 051603 [4 pages].
55. Anandan J. Sagnac effect in relativistic and nonrelativistic physics // *Phys. Rev. D.* – 1981. – Vol. 24. – Iss. 2. – Pp. 338-346.
56. Durfee D.S., Shaham Y.K., Kasevich M.A. Long-Term Stability of an Area-Reversible Atom-Interferometer Sagnac Gyroscope // *Phys. Rev. Lett.* – 2006. – Vol. 97. – Iss. 24. – Pp. 240801 [4 pages].

Г.Є. Янкелевич, С.П. Маляров, В.Г. Цірук
ВАТ «НВК «КЗА ім. Г.І.ПЕТРОВСЬКОГО»
Тел. 236 90 19 e-mail skb1@ukr.net

PRIMARY DATA SENSORS' ERROR COMPENSATION

G.E. Yankelevych, S.P. Malyarov, V.G. Tsiryk
VAT "NVK "KZA G.I. Petrovskogo""
236-90-19, skb1@ukr.net

Вступ

Одним із методів, за допомогою якого можливо компенсувати похибки датчиків первинної інформації, є метод найскорішого спуску чи градієнтний. Він використовується для знаходження параметрів систем, оптимальних за заданим критерієм якості. В даному випадку критерій якості - це мінімізація похибки відхилення вимірюваної величини від її істинного значення. При цьому в процесі знаходження параметрів, які задають мінімальне значення заданого критерію, використовуються перші похідні від функціоналу критерію якості за зазначеними параметрами [1]. В той же час в задачах компенсації похибок параметри, за якими проводиться оптимізація, входять в функціонал критерію якості у вигляді добутку. Наприклад, в системах керування виникає необхідність компенсувати похибки датчика первинної інформації, а саме, похибку коефіцієнта передачі та зміщення нуля. Для цього є можливість в процесі підготовки системи керування до роботи порівняти показання такого датчика з точним значенням вимірюваної величини. При цьому критерієм якості може бути функціонал (1) мінімальне значення якого треба знайти.

$$I = (za - wzak)^2, \quad (1)$$

де za - точне значення вимірюваної величини, $wzak$ - відповідне відкориговане показання датчика, I - квадратичний критерій якості.

Представимо показання датчика так

$$wza = k \cdot za + d, \quad (2)$$

де k - коефіцієнт передачі, який за рахунок похибки відрізняється від одиниці, d - зміщення нуля датчика. Звісно, що ці величини не є відомими. Їх треба відкоригувати шляхом мінімізації функціоналу (1).

Відкориговане показання датчика запишемо наступним чином

$$wzak = wza + dk(wza + dd) + dd, \quad (3)$$

де dk - параметр, який компенсує похибку коефіцієнта передачі k , dd - параметр, який компенсує зміщення нуля d . Зазначені параметри повинні забезпечувати мінімум критерію (1). Можна бачити, що в вираз (3), а тому і в функціонал (1) входить добуток параметрів $dk \cdot dd$, а вирази, які застосовуються в градієнтних методах для знаходження оптимальних значень

параметрів, а саме $dk_{i+1} = dk_i - \varepsilon_1 \frac{\partial I}{\partial dk}$, $dd_{i+1} = dd_i - \varepsilon_2 \frac{\partial I}{\partial dd}$, де $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ - малі позитивні величини, використовують тільки перші похідні функціоналу якості від зазначених параметрів. Це не дозволяє в повній мірі врахувати взаємний вплив параметрів, що оптимізуються.

Математичні засади

Щоб врахувати взаємний вплив параметрів, що оптимізуються, при наявності нелінійних членів в функціоналі якості доцільно, виходячи з фізичного смислу похідних, використати крім перших другі похідні, а також змішані похідні від функціоналу якості по зазначеним параметрам, тобто вирази для послідовного знаходження цих параметрів записати наступним чином

$$\begin{aligned} dk_{i+1} &= dk_i - \varepsilon_1 \left[\frac{\partial I}{\partial dk} + \frac{\partial^2 I}{\partial dk^2} (dk_{i+1} - dk_i) + \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} (dd_{i+1} - dd_i) \right], \\ dd_{i+1} &= dd_i - \varepsilon_2 \left[\frac{\partial I}{\partial dd} + \frac{\partial^2 I}{\partial dd^2} (dd_{i+1} - dd_i) + \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} (dk_{i+1} - dk_i) \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

Запишемо систему рівнянь (4) так

$$\begin{vmatrix} 1 + \varepsilon_1 \frac{\partial^2 I}{\partial dk^2} & \varepsilon_1 \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} \\ \varepsilon_2 \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} & 1 + \varepsilon_2 \frac{\partial^2 I}{\partial dd^2} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \Delta dk_{i+1} \\ \Delta dd_{i+1} \end{vmatrix} = - \begin{vmatrix} \varepsilon_1 \frac{\partial I}{\partial dk} \\ \varepsilon_2 \frac{\partial I}{\partial dd} \end{vmatrix}, \quad (5)$$

де введені позначення

$$\Delta dk_{i+1} = dk_{i+1} - dk_i, \quad \Delta dd_{i+1} = dd_{i+1} - dd_i. \quad (6)$$

Вирішивши цю систему рівнянь, будемо мати

$$\Delta dk_{i+1} = \frac{\Delta k_{i+1}}{\Delta_{i+1}}, \quad \Delta dd_{i+1} = \frac{\Delta d_{i+1}}{\Delta_{i+1}}, \quad (7)$$

$$\text{де визначники } \Delta_{i+1} = \begin{vmatrix} 1 + \varepsilon_1 \frac{\partial^2 I}{\partial dk^2} & \varepsilon_1 \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} \\ \varepsilon_2 \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} & 1 + \varepsilon_2 \frac{\partial^2 I}{\partial dd^2} \end{vmatrix}, \quad \Delta k_{i+1} = \begin{vmatrix} -\varepsilon_1 \frac{\partial I}{\partial dk} & \varepsilon_1 \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} \\ -\varepsilon_2 \frac{\partial I}{\partial dd} & 1 + \varepsilon_2 \frac{\partial^2 I}{\partial dd^2} \end{vmatrix},$$

$$\Delta d_{i+1} = \begin{vmatrix} 1 + \varepsilon_1 \frac{\partial^2 I}{\partial dk^2} & -\varepsilon_1 \frac{\partial I}{\partial dk} \\ \varepsilon_2 \frac{\partial^2 I}{\partial dk \partial dd} & -\varepsilon_2 \frac{\partial I}{\partial dd} \end{vmatrix}.$$

Таким чином, знайдені вирази для послідовного знаходження уточнених значень параметрів в яких враховано їх взаємний вплив. В якості малих позитивних величин $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ доцільно використовувати випадкові величини, які рівномірно розподілені на заданому числовому інтервалі, меншому одиниці.

Якщо виникає необхідність знайти максимум функціоналу (1), то треба в виразах (4), (5) змінити знаки перед $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ на протилежні. Можна бачити, що

зазначений метод легко розповсюдити на більшу кількість змінних та параметрів оптимізації.

Розглянемо можливість застосування цього методу для компенсації похибок блока датчика кутових швидкостей (БДКШ), який виконано на базі двох динамічно настроюваних гіроскопів (ДНГ), вісі чутливості яких розташовані по конусу в двох взаємоперепендикулярних площинах (рис. 1).

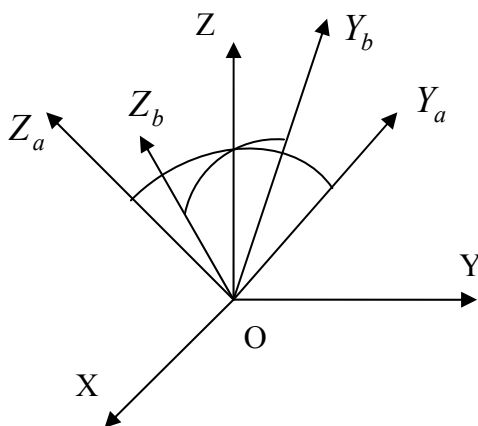


Рис. 1. Системи координат, що пов'язані з вісями чутливостей блока датчика кутових швидкостей OY_aZ_b і з вісями об'єкта $OXYZ$.

Кут між віссю OZ системи координат, пов'язаної з об'єктом, на якому розташований БДКШ та вісями чутливості OZ_a, OZ_b, OY_a, OY_b датчиків, дорівнює $\alpha = 45$ кут. град. Проекції кутової швидкості об'єкта на вісі чутливості датчиків визначаються такими виразами

$$za = \cos \alpha (-\omega_y + \omega_z), ya = \cos \alpha (\omega_y + \omega_z), zb = \cos \alpha (\omega_x + \omega_z), yb = \cos \alpha (-\omega_x + \omega_z), \quad (8)$$

де za, ya, zb, yb - проекції кутової швидкості об'єкта на вісі чутливості датчиків, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - проекції кутової швидкості об'єкта на вісі $OXYZ$. Показання датчиків, відповідно, визначаються так

$$wza = kza \cdot za + dza, wya = kya \cdot ya + dya, wzb = kzb \cdot zb + dzb, wyb = kyb \cdot yb + dyb, \quad (9)$$

де kza, kya, kzb, kyb - коефіцієнти передачі датчиків з урахуванням похибок, dza, dya, dzb, dyb - зміщення нуля датчиків.

Визначимо величину відхилення величини квадрата істинної кутової швидкості від квадрата кутової швидкості, який розраховується на основі даних, одержаних з датчиків. Для цього з формул (8), (9) виразимо величини оцінок проекцій кутової швидкості $\omega_{xo}, \omega_{yo}, \omega_{zo}$ в залежності від показань датчиків, а потім знайдемо величину $\omega_o^2 = \omega_{xo}^2 + \omega_{yo}^2 + \omega_{zo}^2$. Будемо мати

$$\omega_o^2 = 0,625(wza^2 + wya^2 + wzb^2 + wyb^2) + 0,25(wya \cdot wyb + wya \cdot wzb + wza \cdot wyb + wza \cdot wzb) - 0,75(wya \cdot wza + wyb \cdot wzb) \quad (10)$$

Відхилення квадрата істинної кутової швидкості $\omega^2 = \omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2$ від величини ω_o^2 можна оцінювати з наступної формули $Ao = |\omega^2 - \omega_o^2|$ (11)

Аналогічним чином для визначення функціоналу якості запишемо величину, яка характеризує відхилення квадрата істинної кутової швидкості від квадрата модуля кутової швидкості, який підраховано по відкорегованим показанням датчиків

$$A = \omega^2 - 0,625(wzak^2 + wyak^2 + wzbk^2 + wybk^2) - 0,25(wyak \cdot wybk + wyak \cdot wzbk + wzak \cdot wybk + wzak \cdot wzbk) + 0,75(wyak \cdot wzak + wybk \cdot wzbk), \quad (12)$$

де $wzak, wyak, wzbk, wybk$ - відкориговані показання датчиків, які підраховуються за наступними формулами

$$wzak = wza + dkza(wza + ddza) + ddza, wyak = wya + dkya(wya + ddyb) + ddyb, \quad (13)$$

$$wzbk = wzb + dkzb(wzb + ddzb) + ddzb, wybk = wyb + dkyb(wyb + ddyb) + ddyb,$$

де $dkza, dkya, dkzb, dkyb$ - параметри, які компенсують похибку відповідних коефіцієнтів передачі датчиків, $ddza, ddyb, ddzb, ddyb$ - параметри, які компенсують відповідні зміщення нуля датчиків.

Крім того, для формування функціоналу якості також використовувалася величина, яка характеризує різницю відкорегованих показань датчиків на вісь симетрії OZ , а саме

$$A1 = wzak + wyak - wzbk - wybk. \quad (14)$$

Таким чином, функціонал критерію якості задамо виразом

$$I = 0,5(A^2 + A1^2). \quad (15)$$

Тепер, згідно наведеної методики, знайдемо похідні від I , як функції багатьох змінних, а потім похідні від $A, A1$. Матимемо

$$\begin{aligned} \frac{\partial I}{\partial dkza} &= A \frac{\partial A}{\partial dkza} + A1 \frac{\partial A1}{\partial dkza}, \dots, \frac{\partial I}{\partial dkyb} = A \frac{\partial A}{\partial dkyb} + A1 \frac{\partial A1}{\partial dkyb}, \\ \frac{\partial I}{\partial ddza} &= A \frac{\partial A}{\partial ddza} + A1 \frac{\partial A1}{\partial ddza}, \dots, \frac{\partial I}{\partial ddyb} = A \frac{\partial A}{\partial ddyb} + A1 \frac{\partial A1}{\partial ddyb}, \\ \frac{\partial^2 I}{\partial dkza^2} &= \left(\frac{\partial A}{\partial dkza}\right)^2 + A \frac{\partial^2 A}{\partial dkza^2} + \left(\frac{\partial A1}{\partial dkza}\right)^2 + A1 \frac{\partial^2 A1}{\partial dkza^2}, \dots, \\ \frac{\partial^2 I}{\partial dkyb^2} &= \left(\frac{\partial A}{\partial dkyb}\right)^2 + A \frac{\partial^2 A}{\partial dkyb^2} + \left(\frac{\partial A1}{\partial dkyb}\right)^2 + A1 \frac{\partial^2 A1}{\partial dkyb^2}, \quad (16) \\ \frac{\partial^2 I}{\partial ddza^2} &= \left(\frac{\partial A}{\partial ddza}\right)^2 + A \frac{\partial^2 A}{\partial ddza^2} + \left(\frac{\partial A1}{\partial ddza}\right)^2 + A1 \frac{\partial^2 A1}{\partial ddza^2}, \dots, \\ \frac{\partial^2 I}{\partial ddyb^2} &= \left(\frac{\partial A}{\partial ddyb}\right)^2 + A \frac{\partial^2 A}{\partial ddyb^2} + \left(\frac{\partial A1}{\partial ddyb}\right)^2 + A1 \frac{\partial^2 A1}{\partial ddyb^2}, \\ \frac{\partial^2 I}{\partial ddza \partial dkza} &= \frac{\partial A}{\partial dkza} \frac{\partial A}{\partial ddza} + A \frac{\partial^2 A}{\partial ddza \partial dkza} + \frac{\partial A1}{\partial dkza} \frac{\partial A1}{\partial ddza} + A1 \frac{\partial^2 A1}{\partial ddza \partial dkza}, \dots, \\ \frac{\partial^2 I}{\partial ddyb \partial dkyb} &= \frac{\partial A}{\partial dkyb} \frac{\partial A}{\partial ddyb} + A \frac{\partial^2 A}{\partial ddyb \partial dkyb} + \frac{\partial A1}{\partial dkyb} \frac{\partial A1}{\partial ddyb} + A1 \frac{\partial^2 A1}{\partial ddyb \partial dkyb}, \\ \frac{\partial A}{\partial ddza} &= Iza(dkza + 1), \dots, \frac{\partial A}{\partial ddyb} = Iyb(dkyb + 1), \end{aligned}$$

$$\text{де } Iza = -1,3wzak - 0,25(wybk + wzbk) + 0,75wyak, \dots,$$

$$I_{yb} = -1,3wybk - 0,25(wyak + wzak) + 0,75wybk,$$

$$\frac{\partial A}{\partial dkza} = Iza(wza + ddza), \dots, \frac{\partial A}{\partial dkyb} = Iyb(wyb + ddyb),$$

$$\frac{\partial^2 A}{\partial ddza \partial dkza} = -1,3(wza + ddza)(dkza + 1) + Iza, \dots,$$

$$\frac{\partial^2 A}{\partial ddyb \partial dkyb} = -1,3(wyb + ddyb)(dkyb + 1) + Iyb,$$

$$\frac{\partial^2 A}{\partial ddza^2} = -1,3(dkza + 1)^2, \dots, \frac{\partial^2 A}{\partial ddyb^2} = -1,3(dkyb + 1)^2, \quad (17)$$

$$\frac{\partial^2 A}{\partial dkza^2} = -1,3(wza + ddza)^2, \dots, \frac{\partial^2 A}{\partial dkyb^2} = -1,3(wyb + ddyb)^2,$$

$$\frac{\partial A1}{\partial ddza} = dkza + 1, \frac{\partial A1}{\partial ddyb} = dkyb + 1, \frac{\partial A1}{\partial ddzb} = -dkzb - 1, \frac{\partial A1}{\partial ddyb} = -dkyb - 1,$$

$$\frac{\partial A1}{\partial dkza} = wza + ddza, \frac{\partial A1}{\partial dkya} = wya + ddyb,$$

$$\frac{\partial A1}{\partial dkzb} = -wzb - ddzb, \frac{\partial A1}{\partial dkyb} = -wyb - ddyb,$$

$$\frac{\partial^2 A1}{\partial ddza^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial ddyb^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial ddzb^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial ddyb^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial dkza^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial dkya^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial dkzb^2} = \frac{\partial^2 A1}{\partial dkyb^2} = 0,$$

$$\frac{\partial^2 A1}{\partial ddza \partial dkza} = \frac{\partial^2 A1}{\partial ddyb \partial dkya} = 1, \frac{\partial^2 A1}{\partial ddzb \partial dkzb} = \frac{\partial^2 A1}{\partial ddyb \partial dkyb} = -1.$$

Підставивши вирази (17) в (16), будемо мати значення похідних від I . Тепер, можна скласти системи рівнянь, які аналогічні до формул (5),(6). Вирішивши ці системи рівнянь подібно (7), будемо мати

$$dkza_{i+1} = dkza_i + \frac{\Delta kza_{i+1}}{\Delta za_{i+1}}, \quad ddza_{i+1} = ddza_i + \frac{\Delta dza_{i+1}}{\Delta za_{i+1}}, \quad (18)$$

$$\text{де визначники } \Delta za_{i+1} = \begin{vmatrix} 1 + \varepsilon za1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkza^2} & \varepsilon za1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkza \partial ddza} \\ \varepsilon za2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkza \partial ddza} & 1 + \varepsilon za2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial ddza^2} \end{vmatrix},$$

$$\Delta dza_{i+1} = \begin{vmatrix} 1 + \varepsilon za1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkza^2} & -\varepsilon za1 \frac{\partial I_i}{\partial dkza} \\ \varepsilon za2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkza \partial ddza} & -\varepsilon za2 \frac{\partial I_i}{\partial ddza} \end{vmatrix}, \quad \Delta kza_{i+1} = \begin{vmatrix} -\varepsilon za1 \frac{\partial I_i}{\partial dkza} & \varepsilon za1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkza \partial ddza} \\ -\varepsilon za2 \frac{\partial I_i}{\partial ddza} & 1 + \varepsilon za2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial ddza^2} \end{vmatrix}.$$

$$dkya_{i+1} = dkya_i + \frac{\Delta kya_{i+1}}{\Delta ya_{i+1}}, \quad ddyb_{i+1} = ddyb_i + \frac{\Delta dyb_{i+1}}{\Delta ya_{i+1}}. \quad (19)$$

$$dkzb_{i+1} = dkzb_i + \frac{\Delta kzb_{i+1}}{\Delta zb_{i+1}}, \quad ddzb_{i+1} = ddzb_i + \frac{\Delta dzb_{i+1}}{\Delta zb_{i+1}}, \quad (20)$$

де визначники знаходяться аналогічним чином.

$$dkyb_{i+1} = dkyb_i + \frac{\Delta kyb_{i+1}}{\Delta yb_{i+1}}, \quad ddyb_{i+1} = ddyb_i + \frac{\Delta dyb_{i+1}}{\Delta yb_{i+1}}, \quad (21)$$

$$\text{де визначники } \Delta yb_{i+1} = \begin{vmatrix} 1 + \varepsilon yb1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkyb^2} & \varepsilon yb1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkyb \partial ddyb} \\ \varepsilon yb2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkyb \partial ddyb} & 1 + \varepsilon yb2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial ddyb^2} \end{vmatrix},$$

$$\Delta dyb_{i+1} = \begin{vmatrix} 1 + \varepsilon yb1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkyb^2} & -\varepsilon yb1 \frac{\partial I_i}{\partial dkyb} \\ \varepsilon yb2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkyb \partial ddyb} & -\varepsilon yb2 \frac{\partial I_i}{\partial ddyb} \end{vmatrix}, \quad \Delta kyb_{i+1} = \begin{vmatrix} -\varepsilon yb1 \frac{\partial I_i}{\partial dkyb} & \varepsilon yb1 \frac{\partial^2 I_i}{\partial dkyb \partial ddyb} \\ -\varepsilon yb2 \frac{\partial I_i}{\partial ddyb} & 1 + \varepsilon yb2 \frac{\partial^2 I_i}{\partial ddyb^2} \end{vmatrix}.$$

Випадкові величини $\varepsilon za1 \in (0,1), \varepsilon za2 \in (0,1), \varepsilon ya1 \in (0,1), \varepsilon ya2 \in (0,1), \varepsilon zb1 \in (0,1), \varepsilon zb2 \in (0,1), \varepsilon yb1 \in (0,1), \varepsilon yb2 \in (0,1)$ мають рівномірне розподілення в зазначених інтервалах. Рекомендується ці величини в процесі розрахунків змінювати в залежності від знаків похідних від критерію якості.

Таким чином, знайдені вирази для знаходження параметрів, використання яких в формулах (13) дає можливість частково компенсувати похибки вимірювачів, мінімізувати критерій (15).

Математичне моделювання та аналіз результатів

Для перевірки ефективності цього методу було проведене математичне моделювання процесу мінімізації критерію (15). При цьому в якості істинної величини ω використовувалася кутова швидкість обертання Землі навколо своєї вісі. В процесі моделювання вибиралися параметри, які відповідали мінімальному значенню величини I серед мінімальних значень I , які підраховувалися при різних значеннях випадкових величин $\varepsilon za1, \varepsilon za2, \dots, \varepsilon yb1, \varepsilon yb2$. Початкові значення параметрів були нульовими. Знайдені в процесі мінімізації значення параметрів потім використовувалися для корегування показань датчиків у процесі роботи при кутових швидкостях, що на декілька порядків перевищують кутову швидкість обертання Землі. Для оцінки ефективності алгоритму використовувалося відношення коренів квадратних із сум квадратів відхилень від істинних значень проекцій кутової швидкості на вісі чутливості датчиків та відповідних показань датчиків, а також їх відкоригованих значень. Розрахунки проводилися при різних орієнтаціях вісей чутливості датчиків відносно осі обертання Землі, при різних кутових швидкостях руху в процесі основної роботи та при різних величинах похибок датчиків. Крім того, в процесі моделювання різним чином відбувалася зміна величин $\varepsilon za1, \varepsilon za2, \dots, \varepsilon yb1, \varepsilon yb2$. Було промодельовано три варіанти зміни зазначених величин. В варіанті 1 дані одержані при збереженні значень величин $\varepsilon za1, \varepsilon za2, \dots, \varepsilon yb1, \varepsilon yb2$ при відсутності зміни знаку похідних від функціоналу

критерію якості по відповідних параметрах на двох сусідніх кроках знаходження мінімуму функціоналу та зменшені цих величин в два рази у випадку зміни знаку зазначених похідних. В варіанті 2 дані одержані при збереженні значень величин $\varepsilon a_2, \dots, \varepsilon b_2$ та збільшені в два рази величин $\varepsilon a_1, \dots, \varepsilon b_1$ при відсутності зміни знаку похідних від функціонала критерію якості по відповідних параметрах на двох сусідніх кроках знаходження мінімуму функціоналу, та зменшені величин $\varepsilon a_1, \varepsilon a_2, \dots, \varepsilon b_1, \varepsilon b_2$ в два рази у випадку зміни знаку зазначених похідних. В варіанті 3 дані одержані при збільшені в два рази величин $\varepsilon a_1, \varepsilon a_2, \dots, \varepsilon b_1, \varepsilon b_2$ при відсутності зміни знаку похідних від функціонала критерію якості по відповідних параметрах на двох сусідніх кроках знаходження мінімуму функціоналу при умові, що ці величини не перевищують 0,25, збереженні значень цих величин, якщо вони більші ніж 0,25, та зменшені величин $\varepsilon a_1, \varepsilon a_2, \dots, \varepsilon b_1, \varepsilon b_2$ в два рази у випадку зміни знаку зазначених похідних.

З одержаних даних можна бачити, що в процесі початкової виставки при відкиданні максимального та мінімального значень математичні сподівання відношення коренів квадратних із сум квадратів відхилень від істинних значень проекцій кутової швидкості на вісі чутливості датчиків та відповідних показань датчиків, а також їх відкоригованих значень дорівнюють 1,3878, 1,4009, 1,3412, середньоквадратичні відхилення 0,2783, 0,2554, 0,1972 відповідно. В процесі руху з різними кутовими швидкостями при відкиданні максимального та мінімального значень математичні сподівання відношення коренів квадратних із сум квадратів відхилень від істинних значень проекцій кутової швидкості на вісі чутливості датчиків та відповідних показань датчиків, а також їх відкоригованих значень дорівнюють 1,1474, 1,2487, 1,1493, середньоквадратичні відхилення 0,0725, 0,1498, 0,062 відповідно, а математичні сподівання відношення модулів відхилень від квадрату істинного значення кутової швидкості квадрату кутової швидкості, підрахованої по показанням датчиків, а також по їх відкоригованим значенням, дорівнюють 1,0555, 1,1968, 1,1336, середньоквадратичні відхилення 0,2949, 0,4484, 0,4318 відповідно. З одержаних результатів випливає, що після корекції похибки показань датчиків зменшилися в середньому від 14% до 24%. Більші зменшення похибок забезпечуються при застосуванні алгоритмів змін величин $\varepsilon a_1, \varepsilon a_2, \dots, \varepsilon b_1, \varepsilon b_2$, які були використані при одержанні даних варіантів 2, 3. Це також підтверджує значення вірогідностей перевищення відношеннями коренів та модулів одиниці. В варіантах 2, 3 ця вірогідність також більша.

Слід зазначити, що математичне моделювання процесу мінімізації критерію (15) при використанні методу найшвидшого спуску без застосованих поліпшень дає гірші результати.

Висновки

Запропонований метод компенсації похибок датчиків первинної інформації може бути використаний також для синтезу систем автоматичного керування, підвищення точності навігаційних систем.

1. Уоссерман Ф. Нейрокомпьютерная техника.- М.: Мир, 1992,- 118с.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХРАМОЧНЫХ
ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПОВ,
СОБИРАЕМЫХ ПО РАЗЛИЧНЫМ СХЕМАМ.

И.В. Балабанов, Т.В. Балабанова, Г..М. Виноградов, Н.А. Темляков

Национальный университет Украины «КПИ»
г. Киев, Украина
ЗАО «Инерциальные технологии технокомплекса»
г. Раменское, РФ

COMPARATIVE ANALYSIS OF DOUBLE-FRAME DYNAMICALLY
TUNED GYROS ASSEMBLED WITH DIFFERENT SCHEMES

T.V. Balabanova, I.V. Balabanov, G..M. Vinogradov, N.A. Temlyakov

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnic Institute”
Kiev, Ukraine
ZAO“ITT”
Ramenskoe, RF

Введение. В настоящее время в системах ориентации и управления подвижными объектами широкое применение в качестве чувствительных элементов находят динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ) [1]. При этом среди специалистов особенно высоко оцениваются конструкции двухрамочных ДНГ, которые могут иметь различную схему сборки упругого подвеса.

В частности, «одноколенная» схема сборки упругого подвеса двухрамочного ДНГ используется, например, в приборах ГВК-16, ГВК-17 и ГВК-18 (разработчик ФНТЦ «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», Россия). В свою очередь, «двухколенная» схема сборки использована в малогабаритных ДНГ серии КИНД (разработчик «НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова», Россия), а также в приборах серии ГД (разработчик ОАО «НПК «Киевский завод автоматики имени Г.И. Петровского»», Украина).

Постановка задачи. Проводится сравнительный анализ точностных и прочностных характеристик ДНГ с двухрамочными упругими подвесами, собранными по «одноколенной» и «двухколенной» схемам. При этом, с целью снижения громоздкости получаемых аналитических зависимостей, в исследованиях будут рассматриваться идеализированные упругие подвесы, учитывающие только наиболее важные элементы конструкции.

Сравнительный анализ конструкций двухрамочных упругих подвесов, собираемых по различным схемам. В качестве объектов исследования рассматриваются упругие подвесы двухрамочных ДНГ,

собираемые по «одноколенной» (рис.1) и «двухколенной» (рис.2) схемам [2] - [3]. Конструкции рассматриваемых упругих подвесов обладают симметрией относительно оси Ox_0 собственного вращения ДНГ, а координатные оси Oy_0 и Oz_0 являются рабочими осями подвесов.

Как показывает анализ, наиболее существенными факторами, влияющими на конструкцию упругих подвесов, являются минимальная угловая жесткость относительно рабочих осей и линейная жесткость, которые должны быть обеспечены в упругом подвесе.

Конструктивно подвесы ДНГ состоят из двух рамок, «параллельно» расположенных между ротором и приводным валом. При этом каждая из рамок подвеса крепится к ротору и приводному валу с помощью двух пар упругих элементов.

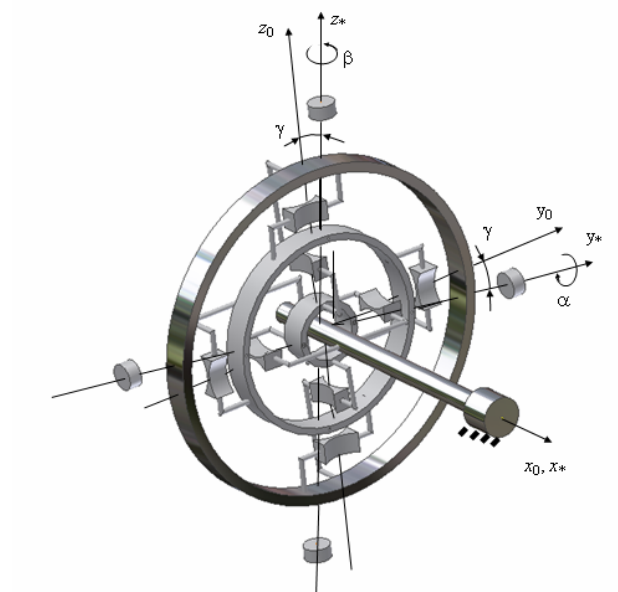


Рис. 1. Расположение упругих элементов в двухрамочном подвесе, собранном по «одноколенной» схеме.

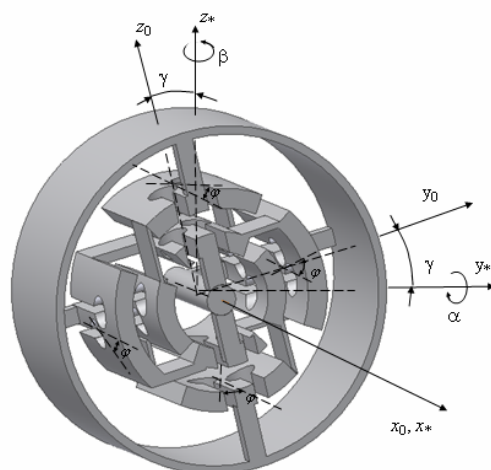


Рис.2. Расположение упругих элементов в двухрамочном подвесе, собранном по «двухколенной» схеме

Главными элементами конструкции подвеса, в значительной степени определяющими его основные свойства, являются упругие элементы. В

частности, их угловая (рабочая) жесткость определяет угловую жесткость подвеса относительно его рабочих осей. В рассматриваемых подвесах упругие элементы представляют собой пластину с переменным поперечным сечением, образованным двумя цилиндрическими отверстиями (рис.3).

Упругий элемент с размерами, обозначенными в соответствии с рис.3:

b - ширина упругого элемента;

h - толщина упругого элемента в его наиболее узкой части;

ρ - радиус цилиндрических отверстий, образующих упругий элемент.

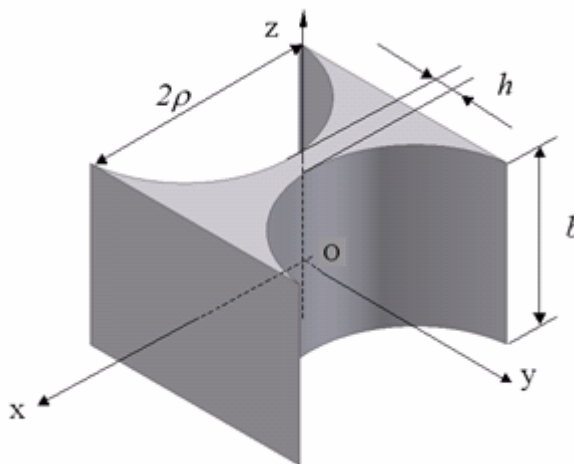


Рис. 3. Упругий элемент с переменным поперечным сечением, формируемым двумя цилиндрическими отверстиями.

При этом заметим, что для рассматриваемых упругих элементов характерны следующие соотношения между их геометрическими размерами:

$$h \ll b, \rho. \quad (1)$$

Если обозначить, в соответствии с рисунком 3, c_i ($i = \overline{1,3}$) коэффициенты линейной жесткости в направлении осей Ox ($i=1$), Oy ($i=2$) и Oz ($i=3$), а c_i ($i = \overline{4,6}$) - коэффициенты угловой жесткости относительно осей Ox ($i=4$), Oy ($i=5$) и Oz ($i=6$), то можем записать следующие приближенные формулы, описывающие жесткости упругих элементов:

$$c_1 \approx \frac{E_* b h}{\pi L_*}; \quad c_2 \approx \frac{2E_* b h^3}{3\pi L_*^3}; \quad c_3 \approx \frac{5G b h}{6\pi L_*};$$

$$c_4 \approx \frac{E_* b^3 h^3}{18\pi L_*^3}; \quad c_5 \approx \frac{E_* b^3 h}{12\pi L_*}; \quad c_6 \approx \frac{2E_* b h^3}{9\pi L_*}, \quad (2)$$

где $L_* = \sqrt{h\rho}$ - эффективная длина упругого элемента; $E_* = \frac{E}{1-\mu^2}$ -

эффективное значение модуля упругости первого рода, учитывающее пластинчатую форму упругого элемента; E и G - модули упругости первого и второго рода; μ - коэффициент Пуассона материала.

Рабочей угловой жесткостью упругого элемента (угловая жесткость элемента относительно рабочей оси подвеса) является жесткость c_6 ,

наименьшая из угловых жесткостей (2). При этом сравнительный анализ величин жесткостей упругого элемента, описываемых приближенными аналитическими формулами (2), позволяет, согласно выражению (1), получить следующие выражения характерных диспропорций между величинами жесткостей упругого элемента в различных направлениях:

$$c_2 \ll c_3 < c_1; \quad c_6 \ll c_4 \ll c_5. \quad (3)$$

Рассматривая конструкции упругих подвесов (рис.1-2), является очевидным, что угловые жесткости относительно рабочих осей Oy_0 и Oz_0 полностью определяют рабочие жесткости упругих элементов. Следовательно, соотношение размеров (1) в упругих элементах обуславливает выполнение одного из основных требований – минимальной величины угловой жесткости относительно рабочих осей подвеса.

Рассмотрим теперь особенности, которые вносит в конструкции двухрамочных подвесов выполнение условия линейной равножесткости.

Отметим, что невыполнение данного требования вызывает уход ДНГ, который не подлежит регулировке, и для его исключения подвес выполняется равножестким в осевом ($c_{11}^{(n)}$) и радиальном ($c_{22}^{(n)}$) направлениях:

$$c_{11}^{(n)} = c_{22}^{(n)}. \quad (4)$$

Сначала будет рассматриваться конструкция идеализированного упругого подвеса, собираемого по «одноколенной» схеме (рис.1). Этот подвес состоит из внутренней и наружной рамок. Внутренняя рамка подвеса крепится к ротору и приводному валу с помощью двух пар работающих на изгиб упругих элементов, продольные оси которых располагаются параллельно оси вала привода. В свою очередь две пары упругих элементов наружной рамки подвеса имеют перпендикулярное к оси вала привода расположение продольных осей.

Для оценки соотношений между параметрами упругих элементов двух конструктивных деталей подвеса, необходимых для выполнения приближенного равенства (4), полагаем, что упругие элементы внутренней и наружной рамок отличаются только значениями своей ширины $b^{(e)}$ и $b^{(n)}$, и что для описания их жесткостей справедливы формулы (2). Тогда можем записать следующее отношение ширины упругих элементов наружной и внутренней рамок [2], требуемое для выполнения условия равножесткости подвеса (4):

$$\frac{b^{(n)}}{b^{(e)}} \approx 0,5 + \frac{1,2}{1-\mu}. \quad (5)$$

В соответствии с формулой (5), ширина упругих элементов наружной рамки должна превосходить ширину упругих элементов внутренней рамки. В этом случае получаем выполнение условия линейной равножесткости упругого подвеса [2]:

$$c_{11}^{(n1)} \approx c_{22}^{(n1)} \approx c_1^{(e)}, \quad (6)$$

где $c_1^{(e)}$ - линейная жесткость упругого элемента внутренней рамы, описываемая формулой (2).

Жесткостные характеристики подвесов будут зависеть не только от параметров упругих элементов, но и от схемы их расположения. В

двухрамочном ДНГ с упругим подвесом, собранном по «двухколечной» схеме, все упругие элементы имеют одинаковые номинальные размеры (рис.2), а линейная равножесткость подвеса обеспечивается выбором углового положения упругих элементов в подвесе (продольные линии упругих элементов с осями, коллинеарными оси Ox_0 собственного вращения гироскопа, будут образовывать углы φ) [3].

Исследования показывают, что линейная равножесткость (4) в идеализированном упругом подвесе, собираемом по «двухколечной» схеме, достигается при следующем значении угла φ (рис.2):

$$\varphi \approx 35^{\circ}15' \quad . \quad (7)$$

В этом случае осевая ($c_{11}^{(n2)}$) и радиальная жесткости ($c_{22}^{(n2)}$) упругого подвеса в приближенном виде описываются следующим выражением:

$$c_{11}^{(n2)} \approx c_{22}^{(n2)} \approx 6c_2 \quad , \quad (8)$$

где c_2 - линейная жесткость упругого элемента, описываемая формулой (2).

Анализ формул (6), и (8) с учетом соотношений (3) показывает существенное превосходство линейных жесткостей в равножестких подвесах, собираемых по «одноколечной» схеме, над аналогичными жесткостями подвесов, собираемых по «двухколечной» схеме. Это обстоятельство в условиях интенсивных вибраций и больших перегрузок должно обуславливать ухудшение точностных характеристик ДНГ, обладающих упругими подвесами, собранными по «двухколечной» схеме, по сравнению с ДНГ, обладающих упругими подвесами, собранными по «одноколечной» схеме.

Сравнительный анализ погрешностей, возникающих в ДНГ с двухрамочными упругими подвесами, собираемыми по различным схемам.

- Остаточная жесткость, возникающая в процессе работы ДНГ.

Штатный режим работы ДНГ является близким к режиму работы свободного гироскопа [4]. Этот режим работы достигается за счет выполнения условия динамической настройки, которое предполагает взаимную компенсацию действующих относительно рабочих осей подвеса моментов, возникающих за счет упругих сил и сил инерции рамок подвеса. В случае же невыполнения условия динамической настройки ДНГ, подобно трехступенному гиротаксметру, начинает измерять перекрестную составляющую угловой скорости основания. Поэтому точное выполнение условия динамической настройки, предполагающее нулевую величину остаточной жесткости Δc_0 , является достаточно важным условием эффективной работы ДНГ.

При работе ДНГ внешние факторы могут стать причиной изменения угловой жесткости в подвесе относительно его рабочих осей, появления остаточной жесткости и в результате нарушения условия динамической настройки привести к неточной работе гироприбора. Проанализируем основные факторы, которые могут привести к появлению остаточной жесткости в двухрамочных упругих подвесах ДНГ, применяющих различные схемы сборки.

В ДНГ с упругим подвесом, собираемом по «двухколечной» схеме, существенное увеличение угловой жесткости (так называемое «заклинивание»)

происходит при достаточно больших углах θ и ψ разворота ротора вокруг рабочих осей подвеса. Остаточная жесткость в этом случае будет описываться следующим выражением:

$$\Delta c_0 \approx \frac{3}{2} c_2 r^2 (\psi^2 + \theta^2),$$

где c_2 - линейная жесткость упругого элемента, описываемая формулой (2);

r - среднее расстояние от центров упругих элементов до центра упругого подвеса.

В свою очередь для ДНГ с упругим подвесом, собираемом по «одноколенной» схеме, изменение угловых жесткостей подвеса относительно его рабочих осей происходит при действии осевой силы P_{x0} со стороны ротора, что связано с особенностью закрепления упругих элементов в конструкции внутренней рамки, которая приводит к их однотипной деформации. Остаточная жесткость в этом случае будет описываться следующим выражением [5]:

$$\Delta c_0 \approx \frac{12}{\pi^2} P_{x0} \sqrt{\rho^{(e)} h^{(e)}}.$$

- Погрешности ДНГ при вибрации основания с двойной частотой.

При угловой вибрации основания ($\omega_{z*} = \omega_{z*}^{(2\dot{\gamma})} \cos 2\gamma$), происходящей с частотой, равной удвоенной частоте собственного вращения, двухрамочный ДНГ, упругий подвес которого собирается по «одноколенной» схеме, будет иметь постоянную составляющую ухода $\langle \dot{\beta}^{(2\dot{\gamma})} \rangle$, описываемую следующим выражением:

$$\langle \dot{\beta}^{(2\dot{\gamma})} \rangle \approx -\frac{1}{4H_0} (a_{x0}^{(e)} + a_{x0}^{(n)}) \cdot \dot{\gamma} \cdot \omega_{z*}^{(2\dot{\gamma})},$$

где $a_{x0}^{(e)}$ и $a_{x0}^{(n)}$ - моменты инерции относительно оси Ox_0 внутренней и наружной рамок подвеса; H_0 и $\dot{\gamma}$ - собственный кинетический момент и частота собственного вращения гироскопа.

В свою очередь идеализируемый ДНГ, собираемый по «двухколенной» схеме, будет иметь постоянную составляющую ухода $\langle \dot{\alpha}^{(2\dot{\gamma})} \rangle$ при поступательной вибрации основания ($W_{z*} = W_{z*}^{(2\dot{\gamma})} \cos 2\gamma$), происходящей с частотой, равной удвоенной частоте собственного вращения ДНГ [3]. Этот уход в случае рассматриваемого идеализированного упругого подвеса будет иметь следующий приближенный вид:

$$\langle \dot{\alpha}^{(2\dot{\gamma})} \rangle \approx \frac{c_6}{3\sqrt{2}c_2 r} \cdot \frac{m_0}{H_0} W_{z*}^{(2\dot{\gamma})},$$

где c_2 и c_6 - соответствующие жесткости, описываемые выражениями (2), упругих элементов; m_0 и r - масса ротора и среднее расстояние от упругих элементов до центра подвеса.

- Квадратурный уход, обусловленный технологическими смещениями упругих элементов подвеса.

Квадратурный уход ДНГ является одним из особо нежелательных, поскольку не поддается регулировке. Анализ показывает, что симметрия идеализированной конструкции упругого подвеса, собранного по

«одноколенной» схеме сборки, обуславливает отсутствие в этом подвесе перекрестных связей, в том числе и «квадратурной» маятниковости. Однако следует заметить, что технологические факторы нарушают симметрию подвеса и, как следствие, приводят к появлению различных упругих перекрестных связей.

Как показывают исследования влияния технологических смещений упругих элементов [2], относительно своих номинальных положений, на упругие перекрестные связи подвеса, в рассматриваемых упругих подвесах может возникнуть «квадратурная» маятниковость. При этом среди технологических несовершенств подвеса наиболее существенное влияние оказывают малые линейные $h_x^{(n)}$ и угловые $\varphi_x^{(n)}$ смещения упругих элементов наружной рамки, происходящие в направлении и относительно их продольных линий.

В этом случае (при технологических смещениях одного упругого элемента наружной рамки подвеса) возникает квадратурный уход $\langle \dot{\alpha}^{(кв)} \rangle$, описываемый следующим выражением:

$$\langle \dot{\alpha}^{(кв)} \rangle \approx -\frac{m_0 W_{z^*}}{12 H_0} \left(\frac{b^{(n)}}{r^{(n)}} \right)^2 \cdot h_x^{(n)} \varphi_x^{(n)},$$

где $r^{(n)}$ - расстояние от центров упругих элементов наружной рамки подвеса до центра подвеса.

Отметим, что конструкция двухрамочного упругого подвеса, собранная по «двухколенной» схеме без технологических погрешностей, обуславливает возникновение в каждой из рамок «квадратурной» маятниковости, одинаковой по величине и противоположной по знаку. Поэтому вызванный этим фактором квадратурный уход не имеет постоянной составляющей. При этом малые технологические смещения к существенным величинам квадратурного ухода не приводят.

Сравнительный анализ прочности двухрамочных упругих подвесов, собираемых по различным схемам. Очевидно, что упругие элементы подвеса являются критичными, с точки зрения прочности, элементами конструкции динамически настраиваемых гироскопов. При этом наиболее опасным видом нагрузки, действующей на упругий подвес, является инерционная сила, возникающая в ДНГ при ускоренном движении основания.

Проведенные исследования показали, что прочность упругого подвеса, собираемого по «одноколенной» схеме, значительно превосходит прочность подвеса, собранного по «двухколенной» схеме [6].

В частности, рассмотрим, например, действие нагрузки P_{x0} в осевом направлении двухрамочных упругих подвесов, имеющих различную схему сборки.

В упругом подвесе, собранном по «одноколенной» схеме, опасное сечение с максимальным напряжением $\sigma_{\max}^{(n1)}$, находится посередине упругого элемента внутренней рамы. При этом величина этого напряжения приближенно может определяться по следующей формуле:

$$\sigma_{\max}^{(n1)} \approx \frac{P_{x0}}{2b^{(e)}h^{(e)}}. \quad (9)$$

В свою очередь упругий подвес, собираемый по «двухколенной» схеме, имеет опасные сечения с максимальным напряжением $\sigma_{\max}^{(n2)}$ на периферии упругих элементов. При этом величина этого напряжения приближенно может определяться по следующей формуле:

$$\sigma_{\max}^{(n2)} \approx \frac{9P_{x0}\sqrt{h\rho}}{32bh^2}. \quad (10)$$

Сопоставляя формулы (9) и (10), нетрудно убедиться в том, что напряжения в упругом подвесе, собранном по «двухколенной» схеме, значительно превосходят напряжения, возникающие в упругом подвесе, собираемом по «одноколенной» схеме.

Выводы. Таким образом, проведенный сравнительный анализ характеристик двухрамочных ДНГ с упругими подвесами, собранными по «одноколенной» и «двухколенной» схемам, позволяет сделать следующие заключения:

- Ввиду подобия элементов в упругих подвесах двухрамочных ДНГ, собранных по различным схемам, трудоемкость и технологичность их производства приблизительно одинаковая.
- Геометрические размеры упругих элементов и их расположение в подвесе обуславливается, в основном, требованиями минимальности величины рабочей угловой жесткости элементов, а также выполнения условия линейной равножесткости упругого подвеса. При этом достигнутая величина линейной жесткости в подвесе, собранном по «одноколенной» схеме, существенно выше аналогичной жесткости достигаемой в упругом подвесе, который собирается согласно «двухколенной» схемы.
- В ДНГ, собранном по «двухколенной» схеме, в процессе работы возможно существенное возрастание остаточной жесткости (эффект «заклинивания»).
- В ДНГ, собранном по «одноколенной» схеме, появление остаточной жесткости возможно за счет изменения рабочей угловой жесткости упругих элементов внутренней рамки, вызванного действием продольной силы.
- ДНГ, собранным по различным схемам, присущи постоянные уходы при вибрации основания с двойной частотой, причем в ДНГ, собранном по «одноколенной» схеме постоянный уход возникает при угловой вибрации основания, а в ДНГ, собранном по «двухколенной» схеме, постоянный уход происходит при поступательной вибрации.
- ДНГ, собранный по «одноколенной» схеме, подвержен более существенному влиянию технологических погрешностей на величину квадратурного ухода, по сравнению с ДНГ, собранным по «двухколенной» схеме.
- Прочность упругого подвеса, собранного по «одноколенной» схеме, существенно выше, чем подвеса, собранного по «двухколенной» схеме.

Таким образом, на основании изложенных сравнительных характеристик двухрамочных ДНГ можем заключить, что для работы в условиях значительных перегрузок предпочтительней использовать ДНГ с «одноколенной» схемой сборки упругого подвеса. В свою очередь при щадящих условиях работы предпочтительней использование ДНГ с «двухколенной» схемой сборки упругого подвеса.

Литература.

1. Бондар П.М., Бублик Г.Ф., Петренко С.Ф., Цисарж В.В. Тенденції розвитку інерціальних системорієнтації, навігації та керування рухом //Наукові вісті.-2000.-№3.-с.61-75
2. Виноградов Г.М., Темляков Н.А., Балабанов И.В., Балабанова Т.В., Степин В.И. Исследование идеализированной конструкции упругого подвеса ДНГ типа ГВК-16 // Гироскопия и навигация. –Науч.-техн. сб. – С.-Петербург, 2006, №3
3. Балабанов І.В., Цирук В.Г. Похибки двокільцевого динамічно настроюваного гіроскопа, обумовлені конструкцією його пружного підвісу //Наукові вісті.-2007.-№4.
4. Павловский М.А. Теория гироскопов – К.: Вища шк. ,1986.
5. Балабанов И.В., Балабанова Т.В., Виноградов Г.М., Темляков Н.А. Влияние силы, направленной вдоль оси собственного вращения на угловую жесткость упругого подвеса ДНГ типа ГВК-16 // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. Российско-американский журнал. Казанский государственный технический университет «КАИ». –Науч.-техн. сб. – Казань, 2006, №9.
6. Балабанов І.В., Цирук В.Г. Вплив особливостей конструкції на міцність двокільцевого динамічно настроюваного гіроскопа //Наукові вісті.-2008.-№2.

УДК 681.4.002.2 (075.8)

ФИЗИКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
СТАБИЛЬНОСТИ ПРЕЦИЗИОННЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ
КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

В.П. Маслов

Институт физики полупроводников им. В.Е. Лашкарева НАН Украины
г. Киев, Украина

тел. +38 044 525-05-55, maslov@isp.kiev.ua

PHYSICALLY-TECHNOLOGICAL PRINCIPLES
OF PROVIDING STABILITY OF PRECISION OPTICAL-ELECTRONIC
DEVICES USED IN SPACECRAFTS

V.P. Maslov

Institute of semiconductor physics V.E. Lashkareva NAS of Ukraine
Kiev, Ukraine

+38(044)525-05-55, maslov@isp.kiev.ua

Процесс поиска и разработки новых оптических материалов продолжается и во многом определяет успехи оптического приборостроения. Этот процесс сопровождается совершенствованием и разработкой новых методов соединения этих функциональных материалов между собой и с другими материалами

Использование приборов в экстремальных условиях вызывает необходимость обеспечения работоспособности и стабильности их параметров при воздействии криогенных температур, повышенных температур, термических перепадов и механических ударов. Как правило, информационный измерительный блок приборов сочетает в себе высокоточные оптические детали (линзы, зеркала, призмы) и фоточувствительные многоэлементные приемники. Работоспособность прибора и точность измерений определяется как стабильностью взаимного положения оптических деталей, так и работоспособностью фотоприемников и электронного блока в целом. Применение традиционных клеев и других известных методов соединения не всегда может обеспечить работоспособность приборов с заданными точностными характеристиками. Одной из особенностей применяемых и перспективных оптических и полупроводниковых материалов является их хрупкость, то есть детали из них разрушаются под действием механических воздействий без следов пластической деформации. Анализ причин отказов оптико-электронных приборов (ОЭП) при эксплуатации их в космических или других экстремальных условиях показал, что разрушение деталей из хрупких материалов происходит в местах их соединения между собой или с другими деталями. Разрушение начинается, как правило, от периферийных участков деталей: шлифованных поверхностей торцов и мест склейки. В связи с этим

особое внимание необходимо уделять исследованиям состояния поверхностей соединяемых деталей (так называемому нарушенному слою) и его влиянию на прочность их соединений.

Впервые комплексный подход в решении задачи обеспечения работоспособности и надежности приборов был применен к микроэлектронной аппаратуре (МЭА). Было установлено, что около 50% отказов МЭА связано с механическими воздействиями, возникающими в процессе производства, испытаний и эксплуатации как аппаратуры, так и элементов, входящих в ее состав. Механические напряжения в элементах интегральных схем возникают уже на стадиях резки слитка на пластины, их шлифования и полирования, а также на технологических операциях формирования полупроводниковых структур (диффузия, окисление, эпитаксия) и сборке (присоединение гибких проводников, приклеивании элементов, герметизации). В процессе работы в полупроводниковых элементах выделяется тепловая энергия, которая создает локальные термические напряжения. При эксплуатации приборов возможны как внешние механические (удары, вибрации), так и температурные климатические воздействия. Под действием механических и/или термических напряжений в полупроводниковых структурах возникают необратимые явления, т.е. имеет место гистерезис, который связан с образованием в кристаллах дислокаций и других микродефектов (кластеров) – центров рекомбинации носителей тока.

Для устранения возникающих в кристаллах отрицательных электрофизических явлений, необходимо учитывать не только высокотемпературный канал возникновения структурных дефектов (связанные в основном с процессами выращивания кристаллов), но и оптимизировать режимы низкотемпературной обработки поверхности кристаллов и особенно связанные с циклическим силовым воздействием при механической обработке и сборке.

К прецизионным оптическим системам и оптическим деталям не применялся ранее в полном объеме комплексный физико-технологический подход, аналогичный тому, который был использован для МЭА. Можно выделить несколько основных причин, объясняющих это, а именно:

- основными традиционными материалами в оптике являются оптические многокомпонентные стекла - аморфные твердые тела, структура и свойства которых существенно отличаются от полупроводниковых кристаллических твердых тел;
- физические методы структурных исследований, в частности для исследования поверхностного нарушенного механической обработкой слоя для аморфных тел ограничены, а также физические модели структурных дефектов и влияния их на механические свойства оптических стекол недостаточно развиты;
- размеры оптических деталей в тысячи и десятки тысяч раз превосходят размеры элементов микроэлектроники, что является дополнительным фактором и усложняет эти исследования.

На основании проведенных исследований и обобщения результатов была сформулирована концепция и подход к решению проблемы стабильности измерения оптико-электронных приборов в экстремальных условиях: оптические материалы и соединения оптических деталей между собой должны обладать

максимально возможными значениями прочности и упруго деформироваться без следов пластической деформации.

Однако состояние поверхности соединяемых оптических деталей и взаимосвязь состояния их поверхности с физическими свойствами и, в том числе, с прочностью системно не изучались.

Рассмотрим физико-технологические процессы формирования поверхности оптической детали. Основной задачей традиционной технологии формообразования прецизионных деталей оптических приборов является получение окончательных геометрических параметров и качества поверхности, которая обеспечивает их функциональное назначение. Для этого их последовательно шлифуют и полируют на доводочных станках с осциллирующим инструментом. Оптические стекла относятся к хрупким материалам и потому механическое удаление технологических припусков происходит в результате взаимодействию абразивных зерен с обрабатываемой поверхностью, которая сопровождается зарождением, развитием хрупким трещин и откалыванием микрочастиц обрабатываемого материала. Для уменьшения шероховатости обрабатываемой поверхности после каждой операции абразивной обработки последовательно уменьшают размер абразивных зерен. Было установлено, что глубина нарушенного слоя (НС) пропорциональна размеру абразивных зерен и зависит от физических свойств материала, который обрабатыва. Для описания параметров нарушенного слоя на поверхности деталей из оптического стекла автором были использованы эллипсометрические параметры вещества, в частности, минимальная эллиптичность. При послойном удалении полированием нарушенного слоя и измерения на каждом этапе минимальной эллиптичности отраженного от поверхности поляризованного света, можно исследовать распределение дефектов в нарушенном слое. В качестве образцов для исследований были использованы наиболее распространенные промышленные марки оптического стекла: флинты - ТФ10, ТФ7, ТФ1, БФ28; кроны - БК10, СТК3, ТК23, К8, ЛК7. Физические характеристики этих марок стекла приведенные в ГОСТ 13659-78 «Стекло оптическое бесцветное. Физико-химические характеристики. Основные параметры».

Экспериментально установленную типичную зависимость изменения эллиптичности при послойном удалении нарушенного слоя, которая обусловлена распределением дефектов и микродеформаций в этом слое, можно описать уравнением:

$$\operatorname{tg} \rho = (\operatorname{tg} \rho_0 - \operatorname{tg} \rho_{\min}) e^{-bx} \quad (1),$$

где $\operatorname{tg} \rho_0$ – эллиптичность обработанной поверхности, $\operatorname{tg} \rho_{\min}$ – минимальная эллиптичность полированной поверхности после послойного удаления полированием нарушенного слоя, b - константа, характерная для обрабатываемого материала, x - расстояние от первоначальной обработанной поверхности.

Исследование влияния состояния поверхности на микроползучесть оптического ситалла, плавленого кварца и некоторых силикатных оптических

стекло типа крон К8, БК10, ТК14, ЛК5 показали, что даже при комнатной температуре регистрируется микроползучесть. Исследования были проведены на установке, принцип работы которой основан на высокочувствительной методике регистрации относительного удлинения с использованием формулы Чебишева. Максимальная скорость микроползучести отвечала шлифованным образцам (абразив М28). Минимальная скорость микроползучести и значение остаточной деформации наблюдались для образцов с удаленным НС методом механического полирования или химического травления в растворах плавиковой кислоты.

Ползучесть силикатных, так же как и металлических стекол, экспериментально наблюдается при комнатных температурах и напряжениях, на порядок меньших предела прочности. Необходимо отметить, что после снятия нагрузки имеет место заметная остаточная деформация образца. Для аморфного кварца, например, величина остаточной деформации составляла $\sim 2 \cdot 10^{-5}$, и в продолжение 5 суток она не изменялась.

Наличие НС приводит к увеличению количества структурных приповерхностных дефектов, которые, перемещаясь под действием постоянной нагрузки и термических флуктуаций, создают эффекты микропластичности. Поэтому удаление НС методом механического полирования уменьшает относительное удлинение приблизительно в 2 раза в сравнении с исходными шлифованными образцами, а химическое травление в растворе фтористоводняной кислоты - в 1,5-6 раз.

Представляет интерес рассмотреть взаимосвязь параметров состояния полированной поверхности оптического стекла и ситаллов с их физическими характеристиками. Экспериментально установлено, что даже при тщательном полировании, которое в оптической технологии известно как «глубокое полирование», для каждой марки стекла существует минимальная остаточная эллиптичность $tg \rho_{min}$. Сопоставление этой величины для исследуемых стекол с их физическими свойствами позволило установить их взаимосвязь как с величинами, которые характеризуют механические свойства (микротвердость H , ГПа; оптический коэффициент напряжения B , Па^{-1}), так и теплофизическими характеристиками (температуропроводность a , $\text{м}^2/\text{с}$; температура спекания $T_{сп}$, $^{\circ}\text{C}$; температура отжига $T_{отж}$, $^{\circ}\text{C}$). При этом, чем выше значение этих величин, тем меньше значение $tg \rho_{min}$.

Можно предположить, что нарушенный механическим полированием слой является аналогом зоны нарушений и деформаций атомных связей, которая возникает у вершины хрупкой трещины. Поэтому величина $tg \rho_{min}$ может характеризовать величину радиуса r этой зоны, т.е.

$$r = k \cdot tg \rho_{min} = k \cdot 1/a \quad (2),$$

где k – коэффициент пропорциональности.

Соответственно работам Гриффитса и Ирвина прочность хрупких материалов можно описать формулой

$$\sigma = (8E\gamma / \pi r)^{1/2} \quad (3),$$

где E – модуль упругости, γ – удельная поверхностная энергия.

Если предположить, что удельная поверхностная энергия пропорциональна модулю упругости, как величина, которая характеризует прочность межатомных связей, а также с учетом (2), можно записать

$$\sigma = A \cdot E \cdot a^{1/2} \quad (4),$$

где A – коэффициент пропорциональности.

Полученную зависимость (4) прочности от параметру $E \cdot a^{1/2}$ можно использовать для оценки коэффициента термостойкости K стекла и ситаллов, которая определяется известной формулой Винкельмана-Шотта

$$K = S \frac{\sigma \cdot a}{\alpha \cdot E} \quad (5),$$

где S – коэффициент, который зависит от геометрии образцов, σ – прочность, a – коэффициент температуропроводности, α – коэффициент термического расширения, E – модуль упругости. С учетом (4) формула (5) значительно упрощается и становится удобной для оценок коэффициента термостойкости деталей единообразной формы и их сборных узлов в производственной практике

$$K = \frac{a}{\alpha} \quad (6).$$

Таким образом, совокупность полученных автором и известных в литературе результатов позволяет обобщить представление о прочности хрупких твердых тел с разной структурой (кристаллической, стеклокристаллической, аморфной) и представить процесс их хрупкого разрушения как критического события, на начальных стадиях которой развивается микропластическая деформация в поверхностных нарушенных слоях. Микропластическая деформация вызывает концентрацию напряжения у вершины наиболее опасной микротрещины и ее последующее развитие.

Проведенные нами исследования на стеклокерамике с практически нулевым коэффициентом термического расширения (оптический ситалл СО-115М) и кварцевым стеклом показали, что удаление нарушенного поверхностного слоя позволяет существенно увеличить как прочность самой детали, так и клеевого соединения этой детали с деталями из других материалов. Многолетние испытания показали высокую прочность и надежность клеевых соединений деталей СО-115М между собой и с деталями из кварцевого стекла, силикатных стекол, титана, инвара, ковара и пьезокерамики.

Важным аспектом для использования клеевых композиций с микро- и нанонаполнителями является возможность применять порошки материалов с различными теплофизическими свойствами, что позволяет создать клеевые соединения как с высокой, так и, при необходимости, с низкой температуропроводностью. Нами исследовалась возможность повышения температуропроводности клеев К-300 и К-400 за счет введения микропорошков синтетического алмаза [1].

Анализируя разработанные и описанные клеевые соединения, необходимо отметить, что, к сожалению, клеевые соединения даже с разработанными улучшениями не позволяют полностью исключить недостатки, присущие для этого типа соединения:

- в клеевых соединениях всегда наблюдаются остаточные напряжения, которые легко можно увидеть на стандартном полярископе-поляриметре ПКС-250;

- точность и стабильность во времени взаимного положения соединяемых деталей не превышает ± 10 угл. секунд.

Для многих конструкций эти недостатки не критичны, однако существуют конструкции приборов, в которых эти недостатки клеевых соединений недопустимы. К таким приборам следует отнести зеркально-линзовые системы, поляризационные приборы, приборы навигационного обеспечения, а также различные эталоны.

В результате проведенных исследований была разработана новая технология твердофазного соединения полированных деталей (ТСПД), в которой были использованы приемы ОК, ГОК и диффузионной сварки[2]:

- полирование соединяемых поверхностей по традиционной технологии оптического производства ($N=1-3$; $\Delta N=0,5$), но по требованиям существенно более простым, чем для ОК и ГОК ($N=0,5$; $\Delta N=0,1$);

- нанесение в вакууме покрытия, содержащего алюминий (несколько сотен нм) для диффузионного взаимодействия и для компенсации возможных геометрических несоответствий двух соединяемых поверхностей (в пределах $N=1\div 3$);

Исследование стабильности взаимного положения прецизионных зеркальных призм 90° , соединенных по ТСПД-технологии, проводили в течение двух лет в главной метрологической организации Украины – Научно-производственном институте метрологического обеспечения измерений геометрических, механических и виброакустических величин (НПИ ГМВ) Укрметртестстандарта с сентября 2004 года до октября 2006 года. Результаты исследований показали, что:

- для зеркальных призм 90° ошибка, возникшая от технологических факторов изготовления призм, составляла для различных призм от 0 до 8,5 угл.сек. Этот результат подтверждает то, что разработанная технология позволяет создавать зеркальные призмы с высокой точностью (лучше 10 угл.сек);

- воздействие экстремальных условий приводит к изменению взаимного положения для различных призм от 0,2 угл. сек до 8,3 угл. сек;

- при хранении призм в нормальных условиях отклонение взаимного положения не превышало 6 угл. сек. Для лучшего образца № 1 – 1 угл.сек., что находилось на уровне точности измерений.

Разработанная технология дает возможность получать зеркала «сэндвич»-конструкции из Zerodur. Другим перспективным направлением является возможность создания на основе SiC-керамики верхнего рабочего слоя из более технологического материала, например, оптической стеклокерамики

[3]. Проведенные исследования показали возможность такого перспективного соединения SiC-керамики со стеклокерамикой с близким значением КТР. Комбинированное зеркало может иметь рекордное значение показателя облегчения, так как удельная жесткость E/ρ (где E – модуль упругости, а ρ – удельный вес) SiC-керамики в несколько раз превышает аналогичный показатель для стеклокерамики. Поэтому общая толщина такого комбинированного облегченного зеркала может быть по крайней мере в два – три раза меньше, чем для аналогичного зеркала, выполненного целиком из Zerodur. Научно-технические решения, предложенные для создания облегченных астрозеркал, могут найти применение и в других зеркально-призменных системах.

Результаты промышленного внедрения и новые перспективные научно-технические решения показали высокую эффективность разработанных микро- и нанотехнологий соединения прецизионных деталей оптико-электронных приборов, в частности, для лазерных и твердотельных волновых гироскопов, ИК-приборов, зеркально-призменных систем и ЖК-дисплейных экранов.

Бibliографический список

[1] Ф.Ф. Сизов, В.П. Маслов, В.В. Забудский, О.Г. Голенков, Спосіб теплопровідного склеювання матеріалів з різними коефіцієнтами температурного розширення, патент України на корисну модель № 65831А, опубл. 15.04.2004, бюл. № 4, 2004 р.

[2] В.П. Маслов, Керамічне з'єднання Маслова деталей зі склокристаличних матеріалів, патент України на винахід № 81510, опубл. 10.01.08; “The Maslov’s ceramic bonding of the glassy-crysalline units”, Int. application № PCT/ua2006/000045 (Yuly 17, 2006).

[3] В.П. Маслов, Нано- и микро технології з'єднання прецизійних конструкцій вузлів оптико-електронних приладів авіаційно-космічної техніки, збірник доповідей VI Міжнародної науково-техничної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», НТУУ «КПІ», квітень 2007 рік, м. Київ, Україна, с. 21-27.

УДК 681.2:658.011.56

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ
ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОНОСИТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И
ПРОМЫШЛЕННЫХ ТОПЛИВНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Н.Д.Кошевой, А.В.Заболотный, В.А.Кныш, А.Г.Михайлов,
Т.Г.Рожнова, А.Н.Саттаров

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского
«Харьковский авиационный институт»
г. Харьков, Украина
р.т. 8-057-707-43-03, kafedraapi@rambler.ru

MEASURING CONVERTERS OF ENERGY CARRIER PARAMETERS'
CONTROL OF AIRCRAFTS AND
INDUSTRIAL FUEL-ENERGETICAL COMPLEXES

N.D. Koshevoy, A.V. Zabolotniy, V.A. Knysh, A.G. Mihailov.
T.G. Rognova, A.N. Sattarov

National aerospace university N.E.Gykovsky "KNAI"
Kharkov, Ukraine
8(057)707-43-03, kafedraapi@rambler.ru

Общая методология проектирования информационно-измерительных систем контроля параметров энергоносителей допускает построение некоторого проектора, который на основании полученных эвристических знаний и теоретических гипотез определяет процедуру перехода от частных примеров измерительных преобразователей (ИП) к обобщенным классификациям.

На первом этапе применяются методы планирования экспериментов для получения математической модели К-го измерительного модуля. На втором этапе осуществляют структурные преобразования измерительной системы (формирование оптимальной структуры из известного количества модулей). На третьем этапе реализуется структурная идентификация полученной конкретной измерительной системы, а четвертый этап предусматривает оптимизацию этой конкретной структуры.

Рассмотрены варианты предварительного проектирования топливного расходомера на основании трех структурных схем с использованием разработанной методики: схема прямого измерения, схема с дифференциальной компенсацией и схема с обратной связью. Каждая из трех схем содержит 5 основных элементов: чувствительный элемент ЧЭ, исполнительный элемент ИЭ, измерительная система ИС, схема сравнения-управления СС, СУ, блок отображения БО.

Для каждой схемы формируется матрица связей и матрица заданных параметров, а задача моделирования сводится к установлению математического соответствия между ними.

Моделирование вариантов топливного расходомера осуществлялось с использованием пакета прикладных программ, реализованного в среде LabView.

Экспериментальные исследования проводились на стенде, в состав которого входит топливопровод с магнитным поплавком в качестве первичного преобразователя расхода топлива. Поплавок находится в удерживающей втулке, по краям которой смонтированы чувствительный и исполнительный элементы, идентичные по конструкции.

При разработке инвариантных методов измерения уровня топлива определены основные факторы, ухудшающие точность преобразования: температура окружающей среды; атмосферное давление окружающей среды; твердые осадки и конденсат; изменение диэлектрической проницаемости топлива. Влияние всех этих факторов приводит к изменению начальной емкости датчика. Погрешности, вызванные влиянием этих факторов, были определены при исследовании разработанного инвариантного измерительного преобразователя уровня [1] и существующего компенсационного ИП.

Установлено, что предложенный нами инвариантный ИП имеет лучшую устойчивость к воздействующим факторам:

- погрешность от температуры меньше почти в 3 раза;
- погрешность, вызванная осаждением твердого осадка и конденсата, меньше более чем в три раза;
- погрешность, вызванная наличием градиента распределения диэлектрической проницаемости, меньше в 6 раз.

Однако, следует отметить недостаток инвариантного ИП – большая погрешность при малых значениях уровня топлива. В целом, точность инвариантного ИП в два раза выше, а существующий авиационный компенсационный ИП легко переделать в инвариантный. Для этого достаточно одну из обкладок емкостного датчика перфорировать определенным образом или придать особую форму.

Нами разработаны опытные образцы инвариантных преобразователей уровня топлива с различными пластинами (прямоугольный датчик и трапециидальный) и с различной формой датчиков (два прямоугольных датчика с переменным зазором между пластинами). С помощью этих ИП можно измерять уровни топлива высотой более чем 10 м.

Разработанные нами инвариантные преобразователи уровня топлива для легких летательных аппаратов рассматривались как базовые прототипы при проектировании уровнемеров для автомобилей. При этом из-за уменьшения массогабаритных характеристик первичного преобразователя электрическая емкость уменьшается, что приводит к увеличению погрешности. Поэтому электронный преобразователь емкости пришлось разместить непосредственно в самом преобразователе. Разработаны опытные образцы первичного преобразователя уровня топлива, электронного преобразователя и индикатора.

На индикаторе отображается количество топлива в литрах, а также может быть включена функция вычисления его интегрального расхода.

Предложены методы измерения влажности нефтепродуктов, разработан и испытан ряд средств измерения, включая первичные и вторичные преобразователи для влагомеров.

Первичные преобразователи современных диэлькометрических влагомеров должны удовлетворять следующим требованиям:

- большая начальная емкость и малый тангенс угла диэлектрических потерь для обеспечения высокой чувствительности;
- наличие гидрофобного покрытия для сведения к минимуму эффекта налипания;
- форма электродов первичного преобразователя не должна нарушать ламинарность потока исследуемого вещества;
- измерительный преобразователь, предназначенный для измерений непосредственно в трубопроводе, должен иметь достаточно большую площадь живого сечения и не препятствовать протеканию нефтепродукта.

На кафедре разработаны и защищены патентами Украины первичные преобразователи влажности, которые успешно эксплуатируются в составе влагомера нефтепродуктов «АВН-1М» [2].

В информационно-измерительных системах как летательных аппаратов, так и топливно-энергетических комплексов широко применяются средства измерения давления. При этом все чаще возникает необходимость разработки датчиков давления с цифровым выходом. Предлагается ряд датчиков давления, обеспечивающих цифровой выходной сигнал и защищенных патентами Украины.

Разработан датчик давления [3], основанный на использовании индукционного метода измерения. На разомкнутом кольцевом магнитопроводе соответствующим образом расположены 8 обмоток, с выходов которых снимается 4-х разрядный цифровой код в виде кода Грея и двоичного кода. Конструкция предусматривает встроенный контроль работоспособности за счет поразрядного сравнения выходных сигналов с обмоток двоичного кода и преобразованных преобразователем кода Грея в двоичный код выходных сигналов с обмоток кода Грея.

Также предложен датчик давления с цифровым выходом [4], основанный на использовании фотоэлектрического метода. В нем по одну сторону прозрачной трубки, соединяющей два сильфона, расположен источник света, а по другую – входные торцы световодных жил волоконно-оптического кабеля. Ферромагнитная жидкость в одном сильфоне имеет темный цвет, в другом – прозрачная. Информация о давлении заложена в перемещении темной жидкости по прозрачной трубке, причем перемещение жидкости фиксируется фотоприемниками, расположенными на выходных торцах световодного волокна. Применение волоконно-оптического кабеля позволило обеспечить высокую разрешающую способность.

Разработаны еще две конструкции датчиков давления [5] с использованием фотоэлектрического метода, причем второй из них

обеспечивает более высокую технологичность изготовления и простоту конструкции за счет того, что торцы световодных жил расположены в одну линию, вдоль которой пропорционально изменению давления перемещается источник света, закрепленный на зубчатой рейке.

В ультразвуковом датчике давления скорость распространения звука в среде зависит от величины давления. В то же время скорость звука зависит от частоты. Изменяя частоту генератора добиваемся, чтобы в среде образовалась стоячая волна. Таким образом, о величине изменения давления можно судить по частоте генератора. На частотах порядка 10 МГц можно получить очень высокую точность измерения давления. Для получения цифрового сигнала на выходе необходимо посчитать количество пиков тока в резонансном контуре.

Предложена также конструкция более дешевого индуктивного преобразователя давления [6], чувствительным элементом которого является мембранная коробка. Введение таких дополнительных элементов как комплекс из 12 равных по номиналу встречно включенных обмоток возбуждения, системы двухпозиционных ключей, полосового фильтра, аналого-цифрового преобразователя, микроконтроллера, калибровочной катушки и их включение в соответствии с функциональной схемой позволило существенно увеличить точность и чувствительность.

Принцип действия датчика давления основан на определении места расположения измерительной катушки, закрепленной на подвижном центре чувствительного элемента.

Разработаны системы контроля расхода топлива в двигателях внутреннего сгорания (ДВС), основанные на: использовании математической модели двигателя [7]; определении моментов подачи топлива с помощью индуктивного датчика [8]. Системы позволяют давать информацию о реальном расходе топлива в ДВС, тем самым обеспечивают его защиту от несанкционированного слива из топливного бака. Недостаток первой системы – необходимость с течением времени корректировать математическую модель двигателя. Вторая система лишена этого недостатка и снабжена форсункой усовершенствованной конструкции [9] со встроенным индуктивным датчиком.

Ведутся также работы по усовершенствованию и использованию в данной системе пьезофорсунок. Введение в устройство управления системой впрыска топлива таких дополнительных элементов, как пьезофорсунки с клапаном, что работают на прямом и обратном пьезоэффекте, первого 4-х канального усилителя сигналов и второго 4-х канального усилителя сигналов, соединенного с пьезофорсунками, микроконтроллера, который соединен с датчиком давления, датчиком скорости вращения и электромагнитным регулируемым клапаном всасывания, аналого-цифрового преобразователя, соединенного с первым 4-х канальным усилителем сигналов и с микроконтроллером, цифро-аналогового преобразователя, соединенного с микроконтроллером и вторым 4-х канальным усилителем сигналов, дает возможность повысить точность управления впрыском топлива, а также обеспечивает диагностику системы впрыска топлива. Пьезопровод форсунок

виконується в вигляді набору п'єзопластин, що працюють на прямому і зворотному п'єзоелектричному ефекті.

Розроблені і захищені патентами України датчики можуть знайти широке впровадження при проектуванні інформаційно-вимірних систем контролю параметрів енергоносіїв літальних апаратів і промислових теплоенергетичних комплексів.

Література

1. Пат. № 62670 Україна, МПК G01F 23/26. Паливомір / В.О.Книш, П.І.Коваленко, М.Д.Кошовий (Україна). - №2003043876; Заявл. 25.04.2003; Опубл. 15.02.2006, Бюл. №2. -2с.: іл.
2. Заболотний А.В., Заболотний В.А., Кошевой Н.Д. Еволюція первинних перетворювачів воложності нафтопродуктів // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2007. - № 5(24). – С.22-28.
3. Пат. № 58973А, Україна, МПК G01L 9/00. Датчик тиску / М.Д. Кошовий, О.М. Кошовий, Т.Г. Рожнова (Україна). - № 2002129582; Заявл. 02.12.2002; Опубл. 15.08.2003, Бюл. №8. – 3 с.: іл.
4. Пат. № 58353А, Україна, МПК G01L 7/06, G01L 7/18. Пристрій для вимірювання тиску / М.Д. Кошовий, О.М. Кошовий, Т.Г. Рожнова (Україна). -№ 2002129565; Заявл. 02.12.2002; Опубл. 15.07.2003, Бюл. №7. – 3 с.: іл.
5. Кошовий М.Д., Рожнова Т.Г., Куніч В.О. Датчики тиску з волоконно-оптичними перетворювачами // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства ім. Петра Василенка. – 2006. – Вип. 43. - Т. 2. – С.128-132.
6. Пат. № 14425 Україна, МПК G01L 9/10. Датчик тиску / С.О. Гончаров, М.Д. Кошовий, Т.Г. Рожнова (Україна). - № u200510966; Заявл. 21.11.2005; Опубл. 15.05.2006, Бюл. №5. -2 с.: іл.
7. Пат. № 15311 Україна, МПК G01F 1/00. Витратомір палива / М.Д. Кошовий, В.П. Сіроклін, В.А. Дергачов, М.Ю. Іванцов (Україна). – u200600393; Заявл. 16.01.2006; Опубл. 15.06.2006, Бюл. №6. -2 с.: іл.
8. Система контролю і управління витратом палива двигателів внутрішнього згорання / М.Ю. Іванцов, О.І. Кадацька, В.П. Сіроклін, Н.Д. Кошевой // Системи обробки інформації. – 2007. – Вип.7(65). – С.24-27.
9. Пат. № 18903 Україна, МПК G01F 3/00. Пристрій для вимірювання витрати рідини / М.Д. Кошовий, М.Ю. Іванцов, В.П. Сіроклін, В.А. Дергачов (Україна). - u200606716; Заявл.16.06.2006; Опубл. 15.11.2006, Бюл. №11. – 2 с.: іл.
10. Пат. № 34947 Україна, МПК F02D 41/40. Пристрій керування системою впорскування палива / М.Д. Кошовий, О.О. Стрілець (Україна). – u200804544; Заявл. 09.04.2008; Опубл. 26.08.2008, Бюл. №16. – 3 с. іл.

ВИБРО- УДАРОПРОЧНОСТЬ КОРИОЛИСОВОГО ВИБРАЦИОННОГО ГИРОСКОПА КВГ 25. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ИСПЫТАНИЯ.

Чиковани В.В., Яценко Ю.А., Миколишин И.Т.

ООО «Инналабс Ю.А.»

Украина, г. Киев, ул. Ванды Василевской 27/29, тел., факс: 481-3152,

Ivan.mikolishin@innalabs.com

VIBRATIONAL IMPACT RESISTANCE OF CORIOLIS OSCILLATING GYRO CVG 25 TYPE. RESULTS OF MODELING AND EXAMINATION

V.V. Chikovani, Y.A. Yatsenko, I.T. Mikolishin

“Innalabs UA”

Ukraine, Kiev, 27/29, Vandy Vasilevskoy st.

481-3152, Ivan.mikolishin@innalabs.com

Введение

Современным гироскопам средней и грубой точности предъявляются высокие эксплуатационные требования по виброчувствительности к ударным нагрузкам, а также широкому температурному диапазону работы. Для обеспечения работы гироскопа в высокодинамических условиях гироскопические приборы должны выдерживать интенсивное динамическое влияние по всем осям. С целью повышения эксплуатационных свойств необходимо провести ряд расчетных и экспериментальных работ с целью выявления вибро и ударочувствительных элементов конструкции и определить методы повышения их прочности.

В работе приведены результаты расчетов на прочность конструкции гироскопа серии КВГ 25 фирмы «Инналабс Ю.А.» при сверхбольших ударных нагрузках (до 10000g длительностью 2 мс) и определение наименее ударопрочного компонента всей конструкции гироскопа.

Также представлены результаты испытаний гироскопа на удар до 400g, длительностью 1.6 мс., и результаты испытаний на чувствительность к внешним вибрациям в диапазоне частот 20 – 6400 Гц и амплитуд вибраций до 10g

1. Анализ ударопрочности конструкции КВГ 25 методом конечно-элементного анализа

В данной работе рассматривается кориолисовый вибрационный гироскоп с диаметром чувствительного элемента 25мм (КВГ 25). Расчет проводился в два этапа. На первом этапе определялась прочность сборки в составе корпуса и плат управления КВГ. На втором сборка состояла из корпуса и чувствительного элемента.

При моделировании удар задавался в виде импульса ускорения, форма импульса – $\frac{1}{2} \sin$ (полусинусоида), длительность импульса – 2 мс (рис. 1.1).

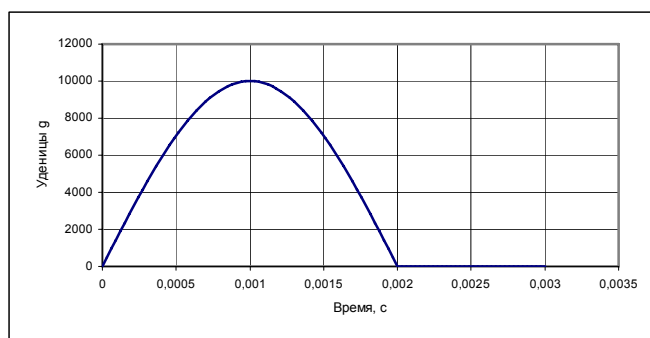


Рис. 1.1. Амплитуда и форма ударного импульса.

При расчете первого этапа была смоделирована плата управления с напаянными элементами, и закрепленная винтами к корпусу гироскопа. Максимальное допустимое напряжение для материала платы (текстолит) $\sigma_{\text{aid}} = 8 \text{ МПа}$, допустимое напряжение для оловянно-свинцового припоя $\sigma_{\text{aid}} = 43 \text{ МПа}$.

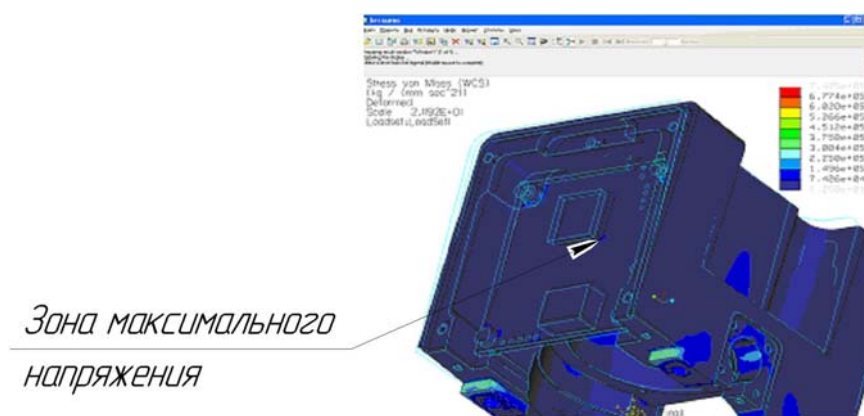


Рис.1.2. Напряжения, возникающие при ударе.

Самой чувствительной к удару оказалась ось ОХ (Рис.1.2.). Максимальная амплитуда ударной нагрузки, при которой выполнялось условие $\sigma = 0,1\sigma_{\text{aid}}$, где σ_{aid} - допустимые напряжения для текстолита (самый ударочувствительный элемент конструкции), σ - напряжения, возникающие в конструкции, составила 10000g. Напряжение, которое возникает при данной ударной нагрузке равно 0,67МПа, и находятся в месте припайки одного из электронных компонентов к плате.

При расчете второго этапа учитывались допустимые напряжения для материала резонатора (Fe-Ni сплав) $\sigma_{\text{aid}} = 800 \text{ МПа}$, материала основания (ковар) $\sigma_{\text{aid}} = 257 \text{ МПа}$ и допустимое напряжение для пьезокерамики $\sigma_{\text{aid}} = 20 \text{ МПа}$.

В результате расчетов было определено, что максимальные напряжения возникают в упругом подвесе резонатора в месте соединения резонатора и пьезокерамики. Поэтому, чтобы обеспечить необходимый запас прочности, напряжения не должны превышать $0,1\sigma_{\text{aid}}$, где σ_{aid} - допустимое напряжение пьезокерамики (самый ударочувствительный элемент конструкции).

	2000g OX	2000g OZ	1000g OY

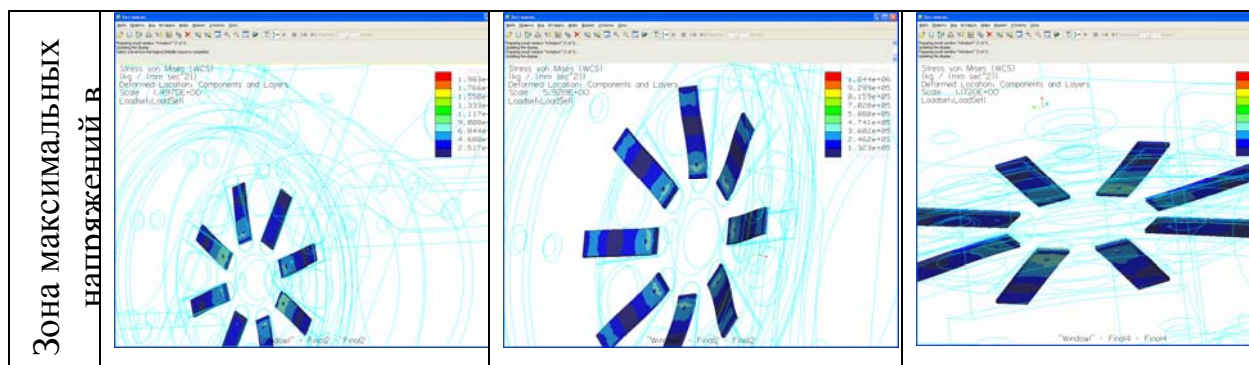


Таблица 1.1. Результаты конечно-элементного анализа

Вдоль осей OX и OZ напряжения, не превышающие $0,1\sigma_{\text{aid}}$, возникают до ударной нагрузки 2000g и составляют 1,98 МПа вдоль оси OX и 1,04 МПа для оси OZ

Для направления OY величина амплитуды, при которой обеспечится запас прочности, составляет 1000g, при этом напряжения равны 1,37 МПа.

2. Результаты экспериментальных исследований

2.1. Параметры ударного импульса и условия испытаний

Оборудование ударного стенда было арендовано на предприятии АНТК «Антонов». Максимальная амплитуда ударного импульса, который может обеспечить стенд - 400 g, форма импульса – $\frac{1}{2} \sin$ (полусинусоида), длительность импульса – 1.6 мс.

Испытанию подвергались два гироскопа CVG25-178 и CVG25-185; оба гироскопа не имеют коррекции ни МК ни смещения нуля.

Удар проводился по трем осям гироскопа: вдоль оси чувствительности (ОЧ) гироскопа и по двум перпендикулярным (OX и OY).

В результате компьютерного моделирования было выявлено, что гироскоп максимально чувствителен к ударным нагрузкам вдоль осей, перпендикулярных оси чувствительности, особенно вдоль оси OX. Поэтому в данной работе приведен анализ выходного сигнала вдоль оси OX и OY.

2.2. Регистрация обработка выходного сигнала

Выходной сигнал гироскопа регистрируется с частотой 50 Гц (sampling time = 20 ms) непрерывно, т.е. как до удара, так и во время и после удара.

Проводятся измерения смещения нуля до и после удара путем осреднения показаний гироскопа за 10 мин измерения. По результатам измерений строится зависимость разности смещения нуля до и после удара от амплитуды удара, выраженного в единицах g (ускорения свободного падения).

Используя построенную по измерениям зависимость разности смещения нуля от амплитуды удара проводится прямая методом наименьших квадратов и определяется наклон кривой, имеющий размерность град/ч/ g, характеризующий чувствительность смещения нуля (bias) к амплитуде ударного импульса заданной длительности и формы. Длительность ударного импульса и его форма в процессе испытаний не изменялась.

2.3. Результаты испытаний

2.3.1. Исследование влияния ударного импульса вдоль оси (OX), перпендикулярной (OY) гироскопа CVG25-185 и вдоль OY CVG25-178 одновременно; длительность импульса 1.6 мс, амплитуда 108g, 188g, 285g и 364g. Значение амплитуды 364g оказалось максимальным для ударного стенда при данной массе образца. Форма ударного импульса для амплитуды 364g показана на Рис.2.2. Для остальных значений амплитуды форма импульса аналогична.



Рис.2.1. CVG25-178 и CVG25-185 на платформе ударного стенда для испытаний вдоль OY CVG25-178 и оси, перпендикулярной OY для CVG25-185.

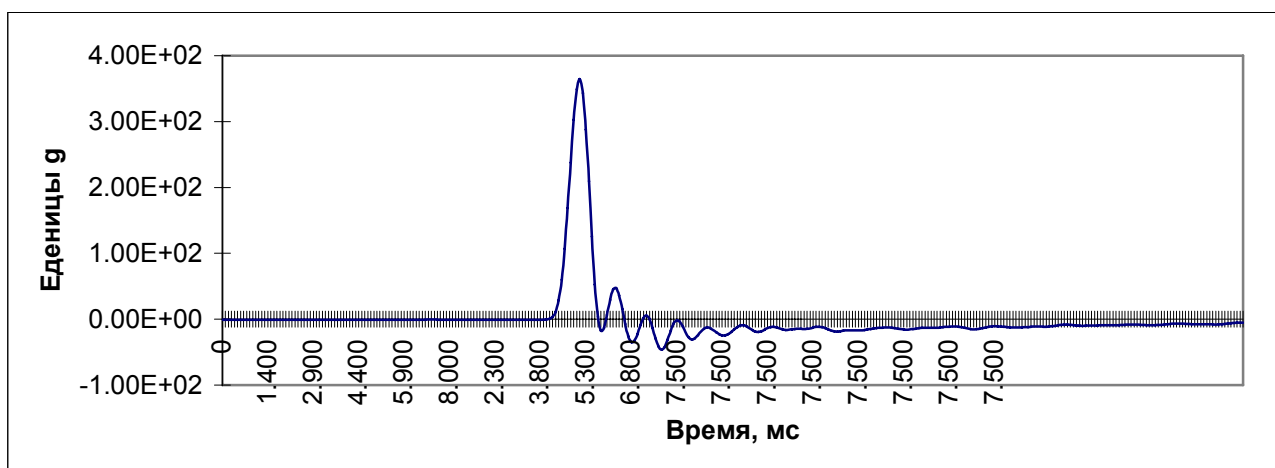


Рис.2.2. Амплитуды и формы ударного импульса для совместных испытаний CVG25-178 и CVG25-185.

2.3.2. Исследование влияния ударного импульса вдоль оси (OY), перпендикулярной OY гироскопа CVG25-178; длительность импульса 1.6 мс, амплитуда 119g, 145g, 195g, 282g 366g, 404g. Значение амплитуды 404g оказалось максимальным для ударного стенда при данной массе образца. Форма ударного импульса для амплитуды 404g показана на Рис.2.4. Для остальных значений амплитуды форма импульса аналогична.

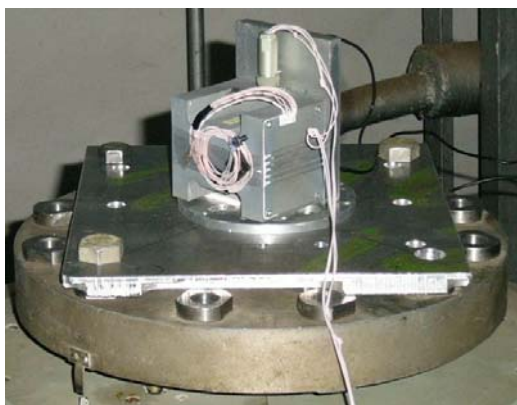


Рис. 2.3. CVG25-178 на платформе ударного стенда; удар вдоль оси OY.

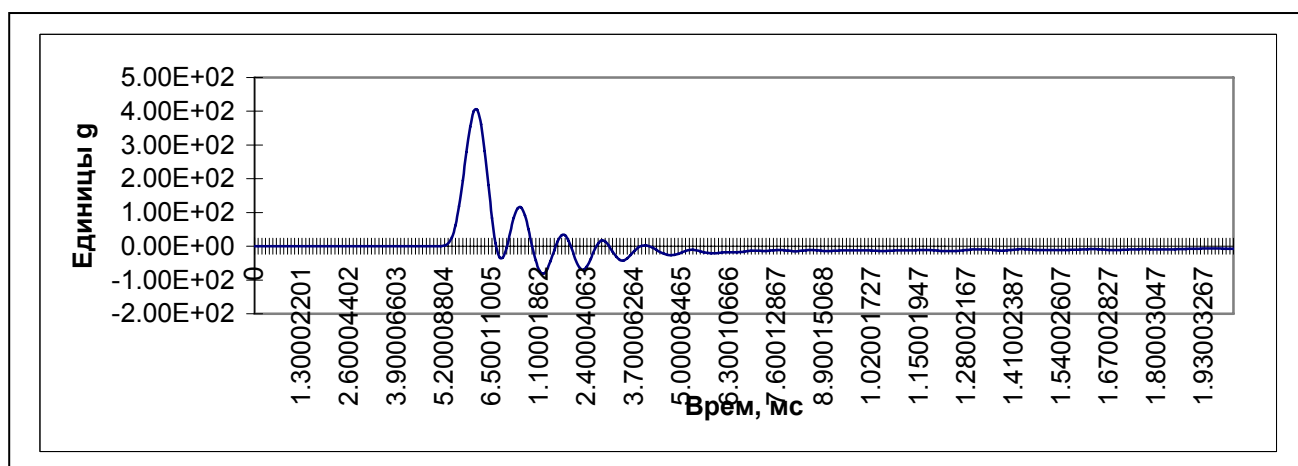


Рис.2.4. Амплитуда и форма ударного импульса.

Зависимость смещения нуля CVG25-185 от амплитуды удара вдоль боковой оси (OX) длительностью 1.6...1.7мс.

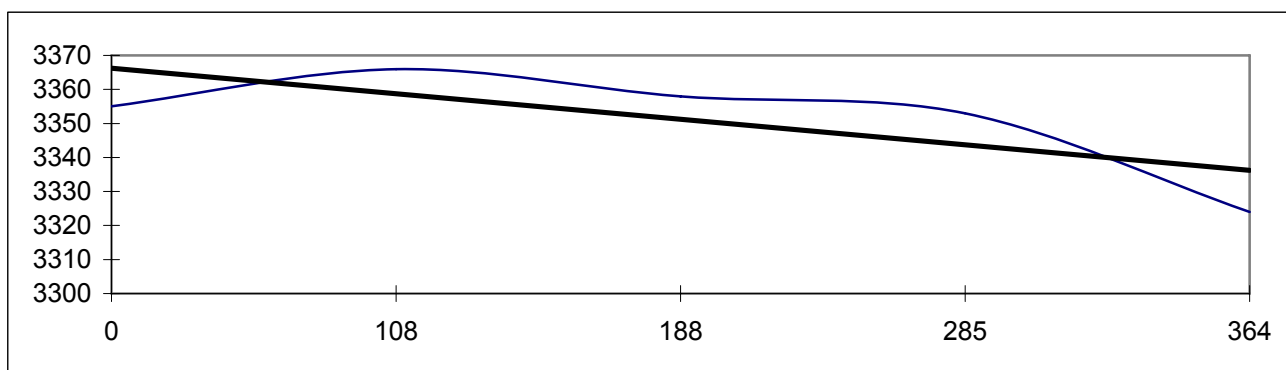


Рис.2.5. График зависимости смещения нуля от амплитуды удара

Чувствительность к удару вдоль боковой оси CVG25-185 равна -0.08516 град/ч/g (Рис.2.5.) . Достаточно малое значение коэффициента чувствительности смещения нуля гироскопа к удару не является статистически значимым, так как не превышает погрешности измерений и статистической оценки этого параметра.

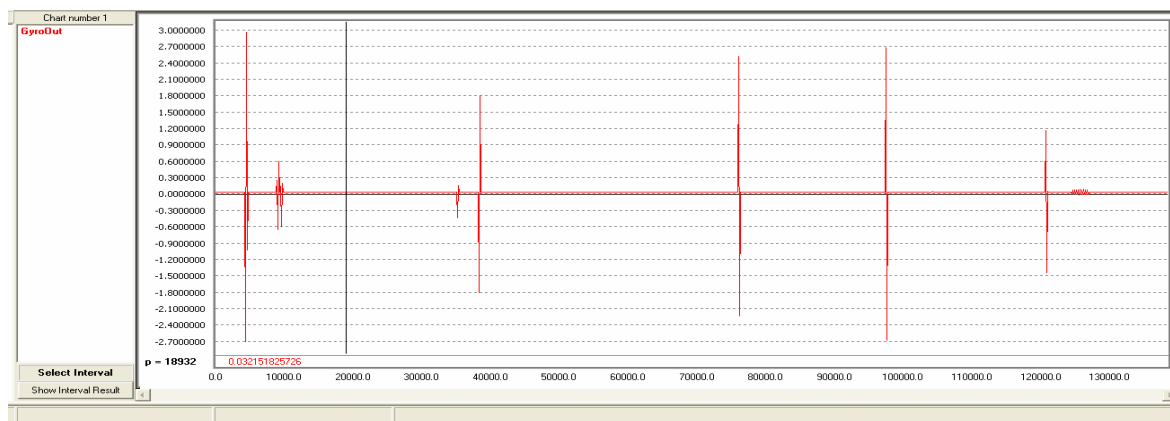


Рис.2.6. Выходной сигнал CVG25-185 во время ударных испытаний.

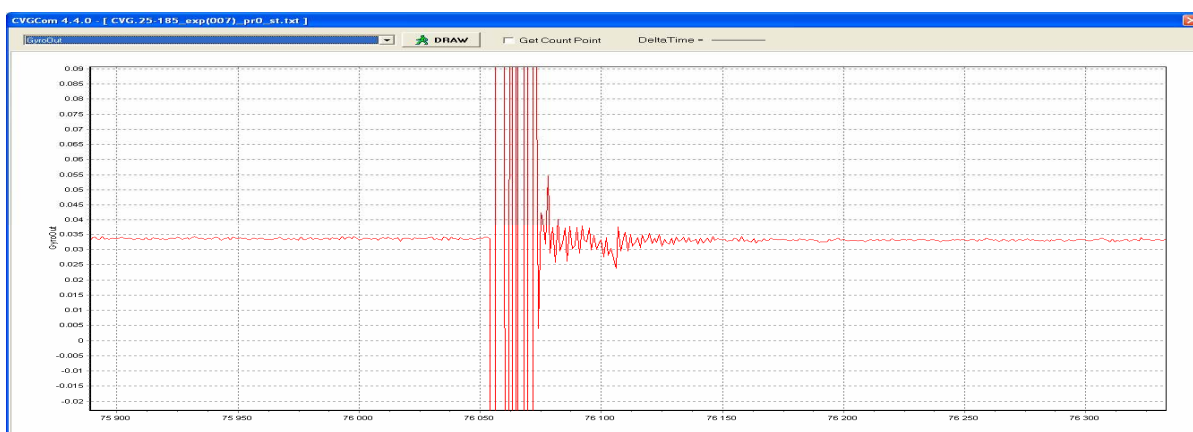


Рис.2.7. Вид переходного процесса после удара

Зависимость смещения нуля CVG25-178 от амплитуды удара вдоль боковой оси (OY) длительностью 1.6...1.7мс

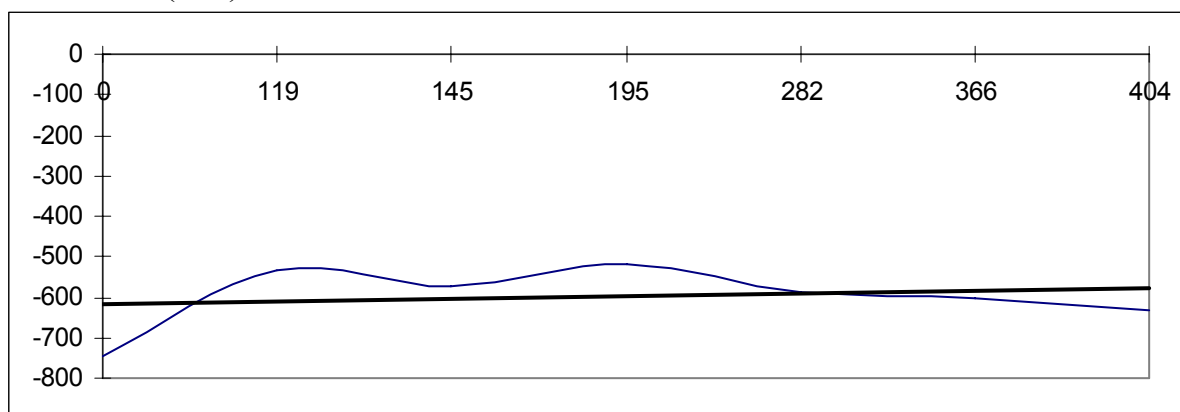


Рис.2.8. График зависимости смещения нуля от амплитуды удара
Чувствительность к удару вдоль боковой оси CVG25-178 равна 0.28 град/ч/г

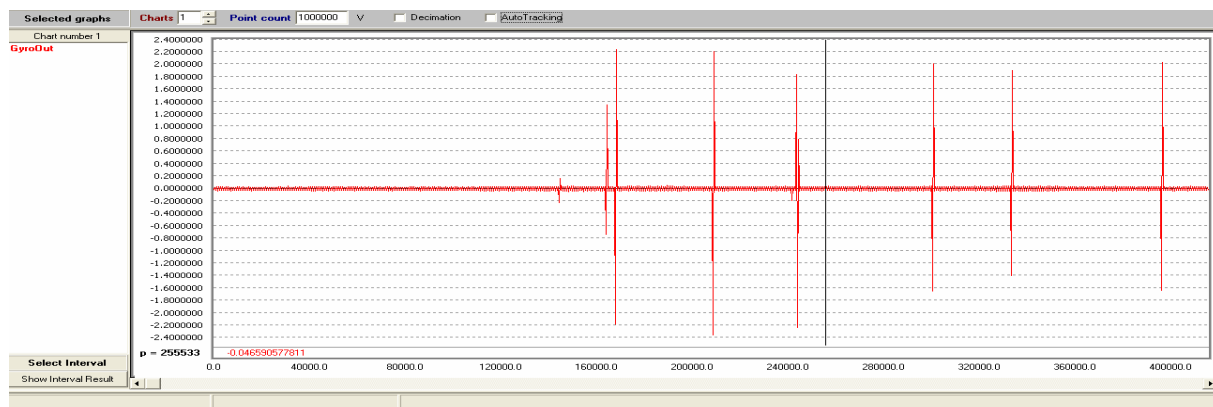


Рис.2.9. Выходной сигнал CVG25-178 во время ударных испытаний

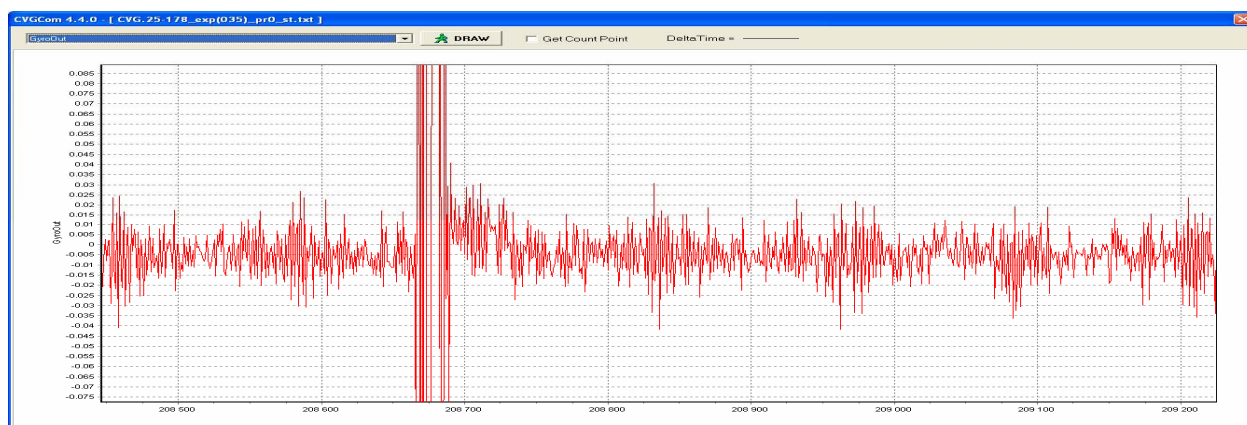


Рис.2.10. Вид переходного процесса после удара

Сравнивая выходной сигнал гироскопов до и после испытаний на удар можно увидеть лишь незначительное изменение. Таким образом, такое изменение смещения нуля можно отнести за счет дрейфа, так как температура окружающей среды не контролировалась, а испытуемые гироскопы не скорректированы.

3. Исследования влияния внешних вибраций на работоспособность и точность Кориолисового Вибрационного Гироскопа

Испытания проводились в диапазоне частот 20...6400Гц, с амплитудой до 10g. Регистрация и обработка выходного сигнала проводилась по методике, аналогичной ударным испытаниям (пункт 2.2 данной статьи). Вид выходного сигнала во время вибрационных испытаний показан на рис. 4.1. По результатам измерений построена зависимость смещения нуля выходного сигнала от амплитуды вибрации, выраженной в единицах g (Рис.3.2.)

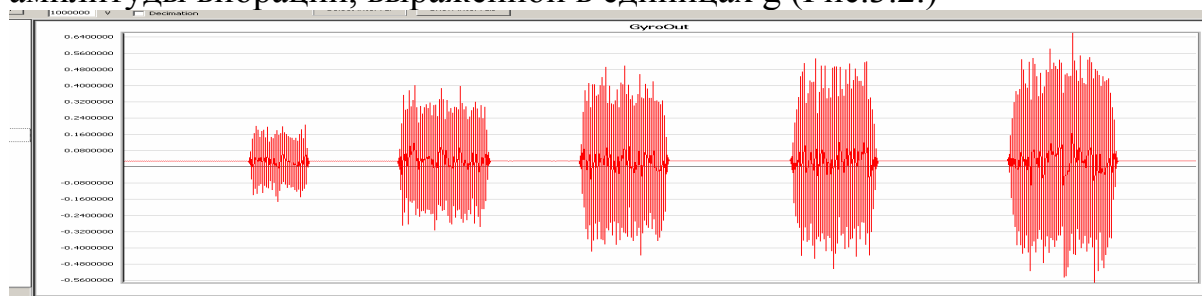


Рис.3.1. Выходной сигнал во время вибрационных испытаний

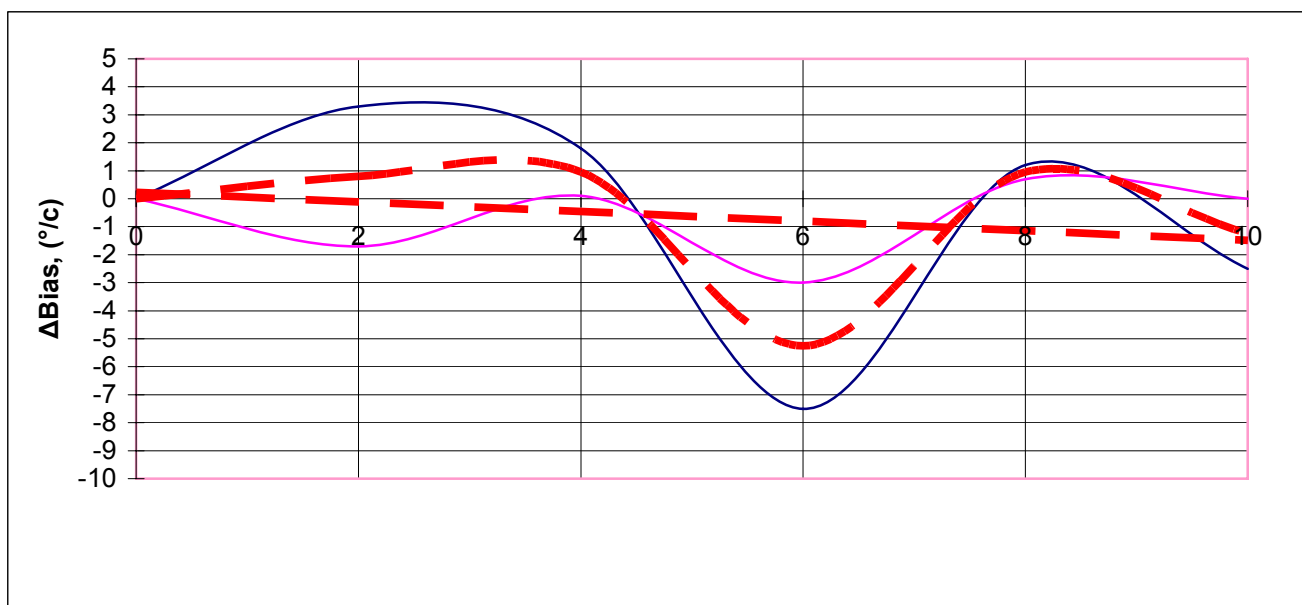


Рис.3.2. Зависимость смещения нуля от амплитуды вибрации

По оси ординат откладывается приращение смещение нуля на интервалах вибровоздействия по отношению к среднему значению смещения нуля на соседних интервалах покоя.

$$\Delta Bias = Bias(g) - Bias(0), (^\circ/\text{ч})$$

где $Bias(0) = \frac{Bias_{i-1}(0) + Bias_{i+1}(0)}{2}$ - среднее значение смещения нуля на интервалах покоя.

По полученным данным определено, что зависимость смещения нуля от амплитуды вибрации равна 0.17 град/ч/г (СКО).

6. Выводы

1. Предварительные испытания гироскопов на удар показали, что удары амплитудой до 400 g длительностью 1.6 мс, формой $\frac{1}{2} \sin$ практически не влияют на статические характеристики КВГ25. Полученные коэффициенты чувствительности не превышают погрешностей измерений и погрешностей оценивания этих параметров.

2. Компьютерное моделирование показало, что ударопрочность КВГ 25 равна 1000g, длительностью 2 мс, по направлению перпендикулярном ОЧ гироскопа, а по направлению вдоль ОЧ ударопрочность не менее 2000g. Для подтверждения результатов моделирования будут проведены испытания на стенде способном обеспечить вышеуказанные ударные нагрузки.

3. В сравнении с ВОГами уже сейчас можно говорить, что ударопрочность и чувствительность смещения нуля к ударам значительно превышает аналогичные параметры ВОГ. Например, для ВОГ951D ударопрочность по паспорту не более 2 g длительность 1 мс, для ВОГ910 D ударопрочность по паспорту не более 100 g, длительность 1 мс.

Литература:

1. Прочность. Устойчивость. Колебания. Под ред. Биргера И.А., Поповко Я.Г.
2. Писаренко Г.Г. Прочность пьезокерамики. – Киев: Наукова думка, 1987 – 223с.

УДК 531.768

МЕТРОЛОГИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НАВИГАЦИОННОГО МАЯТНИКОВОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЕЁ ПАРАМЕТРОВ

Н.Г. Черняк, Э. Хазинедарлу
Национальный технический университет Украины
“Киевский политехнический институт”
Украина, г. Киев
chernyak_dk@ukr.net

NAVIGATIONAL PENDULOUS ACCELEROMETER'S METROLOGICAL MODEL AND EXPERIMENTAL DETERMINATION OF ITS PARAMETERS

N.G. Chernyak, E. Hazinedarlu
National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnic Institute”
Kiev, Ukraine
chernyak_dk@ukr.net

Введение.

Навигационные маятниковые акселерометры (МА) являются датчиками первичной информации практически всех современных бесплатформенных инерциальных систем навигации (БИНС) и ориентации (БСО). Известно, что погрешности акселерометров в значительной степени определяют погрешности решаемых этими системами задач.

Под метрологической моделью МА будем понимать математическую модель его выходного сигнала (реальную функцию преобразования (ФП)) и математическую модель его погрешности (ММП), представленные в виде функциональных зависимостей от измеряемой проекции кажущегося линейного ускорения и влияющих величин (ВВ), действующих на МА при проведении измерения. Индивидуальная паспортизация параметров ФП и ММП проводится по результатам метрологических испытаний МА.

В литературе изучены отдельные вопросы построения ФП и ММП навигационных МА, а также предложены методы экспериментального определения параметров этих моделей. Наиболее полно эти задачи рассмотрены в работе [1], в которой для определения параметров ФП и ММП МА предлагается применять метод тестовых поворотов акселерометра в гравитационном поле Земли. Однако, даны лишь общие рекомендации, которые не определяют критерии выбора необходимого количества тестовых положений МА и не предъявляют требований к испытательному оборудованию.

Постановка задачи

Цель доклада - разработка достаточной для практического применения метрологической модели навигационного МА и описание методики экспериментального определения параметров этой модели по результатам его метрологических испытаний.

Метрологическая модель навигационного МА

Основываясь на требованиях к создаваемым в Украине БИНС и БСО, результатах их математического моделирования и экспериментальных исследований, примем, что достаточные для практического применения при решении измерительных задач в составе этих систем, действительная ФП навигационного МА и его ММП имеют вид:

- ФП в единицах выходного сигнала

$$Y_{\bar{A}} = K_{0\Sigma} + K_1 a_i + K_2 a_i^2 + K_3 a_i^3 + M_i a_p + M_\delta a_o; \quad (1)$$

- ММП в единицах измеряемого кажущегося линейного ускорения

$$\Delta a_i = \frac{Y_{\bar{A}} - Y_{\bar{E}}}{K_1} = k_{0\Sigma} + k_1 a_i + k_2 a_i^2 + k_3 a_i^3 + \delta_o a_p + \delta_p a_o. \quad (2)$$

Здесь $Y_{\bar{A}}$ - действительная индивидуальная ФП акселерометра; $Y_{\bar{E}} = K_{10} a_i$ - идеальная (без погрешностей) его линейная ФП, K_{10}, K_1 - идеальный и действительный коэффициент преобразования (КП) МА, a_i - измеряемая проекция кажущегося ускорения на измерительную ось (IA) акселерометра; a_o, a_p - неизмеряемые проекции кажущегося ускорения на его ось подвеса (OA) и ось маятника (PA) соответственно; $K_{0\Sigma}, k_{0\Sigma}$ - соответственно смещение нуля (СН) ФП и аддитивные погрешности смещения нуля; k_1 - мультипликативные погрешности КП; K_2, k_2, K_3, k_3 - систематические коэффициенты нелинейности ФП и ММП; $M_p, \delta_p, M_o, \delta_o$ - систематические коэффициенты перекрестной чувствительности и погрешности базовой плоскости (как малые углы неортогональности оси IA относительно осей PA и OA соответственно).

Рассмотрим составляющие ММП (2) исходя из того, что навигационный МА обладает большим динамическим диапазоном ($\approx 10^6 \dots 10^7$) и предназначен для измерения с заданной точностью (погрешностью) как очень малых ускорений (от $2 \dots 5 \cdot 10^{-5} g$), близких к его порогу чувствительности (начальное ориентирование БИНС, навигация при крейсирующем движении объекта, определение малых углов ориентации в БСО), так и больших ускорений (до $1 \dots 20 g$), близких к его верхнему пределу измерения (навигация при маневренном движении объекта, определение больших углов ориентации в БСО). При этом будем считать систематическими все алгоритмически компенсируемые в составе БИНС и БСО погрешности, случайными – некомпенсируемые погрешности.

Погрешности смещения нуля МА $k_{0\Sigma}$ определим следующим образом

$$k_{0\Sigma} = \hat{k}_0 \pm \overset{\circ}{k}_0(t) \pm p \pm \overset{\circ}{h},$$

где $\hat{k}_0$ - систематическое значение СН; $\overset{\circ}{k}_0(t)$ - случайная погрешность СН; $\overset{\circ}{h}$, p - соответственно случайные погрешности СН от гистерезиса (в основном температурный гистерезис $\overset{\circ}{h}_\theta$, определяется узлом крепления ЧЭ и его упругим подвесом) и пороговой чувствительности (определяется уровнем шумов электроники в выходном сигнале акселерометра).

Систематическое значение СН паспорттируется с высокой точностью. В реальных условиях эксплуатации оно закономерно изменяется с изменением температуры окружающей акселерометр среды. Температурная зависимость систематического значения СН определяется выражениями:

$$\hat{k}_0(\Delta T) = \hat{k}_{0H} + \lambda_{T1} \Delta T, \text{ при } \Delta T > 0;$$

$$\hat{k}_0(\Delta T) = \hat{k}_{0H} + \lambda_{T2} \Delta T, \text{ при } \Delta T < 0,$$

где $\hat{k}_{0H}$ - паспорттизуемое систематическое значение смещения нуля при нормальных условиях (температура T_0 калибровки акселерометра); λ_{T1} , λ_{T2} - паспорттизуемые температурные коэффициенты смещения нуля; $\Delta T = T_{TEK} - T_0$ - изменение температуры, T_{TEK} - текущая температура окружающей среды.

Как правило, наиболее существенными источниками случайных погрешностей смещения нуля $\overset{\circ}{k}_0(t)$ являются невоспроизводимость СН от запуска к запуску $\overset{\circ}{k}_{0B}$, его дрейф $\overset{\circ}{k}_{0\Delta}(t)$ и низкочастотные флуктуации $\overset{\circ}{k}_{0\theta}$ (отклонения от линии дрейфа) в запуске. Эти составляющие имеют слабую корреляцию, поэтому выражение, определяющее случайную погрешность смещения нуля, может быть записано в виде

$$\overset{\circ}{k}_0(t) \approx \pm 0,5 \sqrt{\overset{\circ}{k}_{0B}^2 + \overset{\circ}{k}_{0\Delta}(t)^2 + \overset{\circ}{k}_{0\theta}^2}, \quad (3)$$

где $\overset{\circ}{k}_{0B} = \pm t_p \sigma_B$, $\overset{\circ}{k}_{0\theta} = \pm t_p \sigma_\theta$, t_p - коэффициент Стьюдента, значение которого принимается в диапазоне от 2.7 до 3; σ_B , σ_θ - соответственно среднеквадратические отклонения (СКО) невоспроизводимости СН от запуска к запуску и флуктуаций СН в запуске акселерометра; $\overset{\circ}{k}_{0\Delta}(t) = \gamma_{\Delta} t$, γ_{Δ} - коэффициент дрейфа смещения нуля, t - время.

Погрешности МК. Систематическое значение погрешности масштабного коэффициента также паспорттируется с высокой точностью и в реальных условиях изменяется при изменении температуры окружающей акселерометр среды. Температурную модель погрешности МК запишем в виде:

$$\hat{k}_{1T}(\Delta T) = \beta_{T1} \Delta T, \text{ при } \Delta T > 0;$$

$$\hat{k}_{1T}(\Delta T) = \beta_{T2} \Delta T, \text{ при } \Delta T < 0,$$

где β_{T1} , β_{T2} - паспорттизуемые температурные коэффициенты МК.

Случайную погрешность МК $\overset{\circ}{k}_1$ определим как его нестабильность в виде

$$\overset{\circ}{k}_1 = \pm t_p \sigma_{\hat{E}I}$$

где $\sigma_{\hat{E}I}$ - СКО МК от среднего значения.

Систематические погрешности базовой плоскости δ_o , δ_p также зависят от изменения температуры окружающей акселерометр среды:

$$\delta_{o(p)}(\Delta T) = \delta_{o(p)H} + \gamma_{T1} \Delta T, \text{ при } \Delta T > 0;$$

$$\delta_{o(p)}(\Delta T) = \delta_{o(p)H} + \gamma_{T2} \Delta T, \text{ при } \Delta T < 0,$$

где $\delta_{o(p)H}$ - погрешность базовой плоскости в НУ; γ_{T1} , γ_{T2} - паспортные температурные коэффициенты погрешности БП.

Таким образом, удобная для практического применения модель погрешности навигационного МА может быть представлена в виде

$$\Delta a_i(a_i, \Delta T, t) \approx \hat{k}_{0H} + \lambda_{T1(2)} \Delta T \pm (0,5 \sqrt{\overset{\circ}{k}_{0B}^2 + \overset{\circ}{k}_{0\ddot{A}}(t)^2 + \overset{\circ}{k}_{0\ddot{O}}^2 + \overset{\circ}{h}_O^2 + \overset{\circ}{p}}) + (\beta_{T1(2)} \Delta T \pm \overset{\circ}{k}_1) a_i + k_2 a_i^2 + k_3 a_i^3 + (\delta_o + \gamma_{T1(2)} \Delta T) a_p + (\delta_p + \gamma_{T1(2)} \Delta T) a_o, \quad (4)$$

В докладе пояснены графическая интерпретация и физические источники основных составляющих данной модели погрешности.

Методика и результаты метрологических испытаний

Для экспериментального определения составляющих модели (4) погрешности навигационного МА в докладе рассмотрена методика его метрологических испытаний методом тестовых поворотов в гравитационном поле Земли и определены требования к испытательному оборудованию. Методика опробована при проведении метрологических испытаний разрабатываемых в Украине навигационных компенсационных МА типа АЛО (АЛ-15). Эти акселерометры обладают следующими типовыми метрологическими характеристиками [2]: смещение нуля – менее 5 mg; невоспроизводимость смещения нуля – не более 50 мкг; дрейф в запуске - не более 50 мкг/6ч; температурная чувствительность смещения нуля – не более 50 мкг/°C; масштабный коэффициент – 1,2...1,5 мА/г; невоспроизводимость МК - не более 100 ppm; температурная чувствительность МК - не более 500 ppm/°C; погрешность базовой плоскости - не более 2000 мкрад; диапазон рабочих температур – (минус 40 ... +80) °C.

На рис. 1 показан стенд для метрологических испытаний навигационного МА.

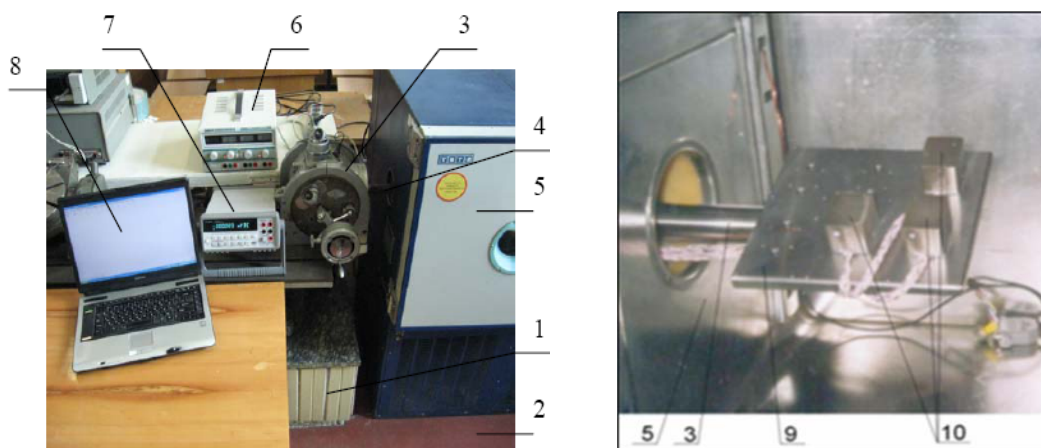


Рис. 1. Общий вид стенда для метрологических испытаний МА

В состав стенда входят следующее основное метрологическое оборудование: фундамент 1, развязанный от здания 2, с суточными колебаниями основания не более $\pm 1...2$ угл.сек; датчик ускорения 3 – оптическая делительная головка ОДГ-5Э, обеспечивающая погрешность задания ускорения методом тестовых поворотов не более $\pm 2 \cdot 10^{-5} g$; уровень пузырьковый для выставки установочной пластины вала ОДГ 4 в плоскость горизонта с погрешностью ± 2 угл.сек; термокамера 5 типа ТВТ-2, погрешность задания температуры во всем диапазоне рабочих температур ± 0.5 °С, погрешность измерения заданной температуры ± 0.1 °С; прецизионный многоканальный вольтметр 7 типа Agilent 34401A, класс точности вольтметра 0,003% от поддиапазона.

Градуировка МА методом тестовых поворотов в гравитационном поле Земли позволяет определить следующие коэффициенты модели (4): $\hat{k}_{0H}, \lambda_{T1(2)}, \dot{h}, \beta_{T1(2)}, \dot{k}_1, k_2, k_3, \delta_p, \gamma_{T1(2)}, \delta_o$. При этом с увеличением количества тестовых положений значительно возрастают трудоемкость и время испытаний, а также влияние временного дрейфа на результаты определения искомых параметров модели (4). Поэтому, наиболее целесообразным является использование 8-ми точечного теста, с тройкратным прохождением тестовых положений МА относительно плоскости местного горизонта по прямому ходу (ПХ) и обратному ходу (ОХ), согласно рис. 2.

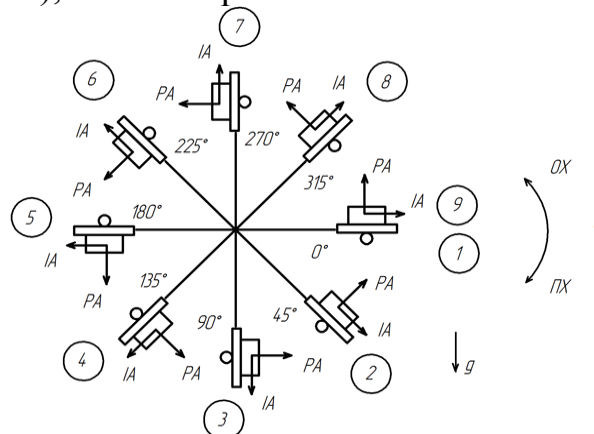


Рис. 2. Схема тестовых поворотов при градуировке МА

Градуировка акселерометра проводится, как минимум, при трех различных температурах (при нормальной температуре, а также при минимальной и максимальной температурах из диапазона его рабочих температур). В результате получают три таблицы выходных сигналов акселерометра Y_{jk}^T , где $j=1,2\dots9$ – номер тестового положения согласно рис. 2; $k=1,2\dots6$ – номер хода измерения (ПХ, ОХ) в трех циклах измерения (для ПХ $k=1;3;5$, а для ОХ $k=2;4;6$); T – значение температуры, при которой проводится градуировка.

Далее, обрабатывая результаты измерений выходных сигналов МА по приведенным в докладе математическим формулам, получают числовые значения коэффициентов ФП (1) и модели погрешности (4) МА.

При этом, для определения коэффициентов $K_{0\Sigma}$, $M_{i(p)}$, $\hat{k}_{0H}$, $\lambda_{T1(2)}$, $\overset{\circ}{h}$, $\delta_{o(p)}$, $\delta_{p(o)}$, $\gamma_{T1(2)}$ используют выходные сигналы МА в тестовых положениях №1,5, а для определения всех остальных коэффициентов (кроме $\overset{\circ}{k}_0(t)$ и $\overset{\circ}{p}$) – в положениях №2,3,4,6,7,8.

На рис. 3 приведены типовые температурные зависимости $\hat{k}_0(\Delta T)$ и $K_1(\Delta T)$ МА в диапазоне его рабочих температур. На рис. 3.а показан температурный гистерезис $\overset{\circ}{h}_\delta$ смещения нуля акселерометра.

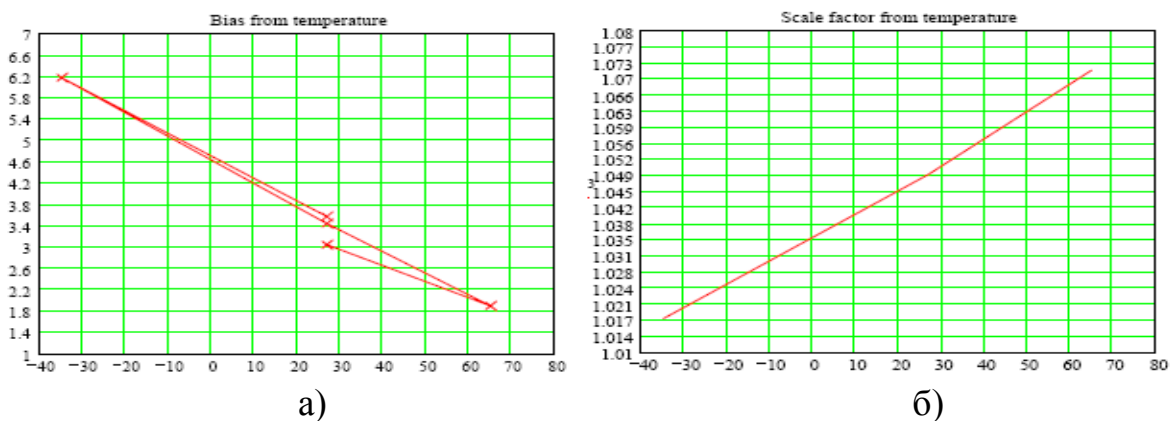


Рис. 3. Температурные зависимости $\hat{k}_0(\Delta T)$ (а) и $K_1(\Delta T)$ (б) МА

Полученные на основании рис. 3 числовые оценки коэффициентов модели погрешностей МА: $\lambda_{T1} = -3,9 \cdot 10^{-5} g / ^\circ N$; $\lambda_{T2} = -4,5 \cdot 10^{-5} g / ^\circ N$; $\beta_{T1} = 570 ppm / ^\circ N$; $\beta_{T2} = 480 ppm / ^\circ N$; $\overset{\circ}{h} \approx \overset{\circ}{h}_\delta = \pm 3 \cdot 10^{-4} g$ (3σ).

Составляющие случайной погрешности смещения нуля $\overset{\circ}{k}_0(t)$ (3) и пороговую чувствительность $\overset{\circ}{p}$ определяют в тестовом положении №5 при нормальной температуре после выполнения рассмотренной выше градуировки МА.

Для определения невоспроизводимости СН от запуска к запуску $\dot{k}_{0B}$ проводят последовательные запуски МА (не менее 5 запусков) через равные промежутки времени, при этом регистрируют его выходной сигнал (рис. 4.а) в течении требуемого времени готовности $t_{\bar{A}}$ МА (на рис. 4.а $t_{\bar{A}} \approx 10 \text{ и } 20 \text{ с}$). Одновременно регистрируют выходной сигнал встроенного в МА датчика температуры (ТД) (рис. 4.б) с целью определения возможной зависимости между этими сигналами. Оценка невоспроизводимости СН составляет (3σ) $\dot{k}_{0B} \approx \pm 2 \cdot 10^{-5} g$. При этом наблюдается существенная систематическая зависимость между выходными сигналами МА и встроенного в него ТД, что позволяет уменьшить время готовности МА за счет коррекции данной погрешности по выходному сигналу ТД.

Для определения дрейфа СН $\dot{k}_{0A}(t)$ и низкочастотных флуктуаций СН $\dot{k}_{0\delta}$ в запуске проводят длительные запуски МА (на рис. 4 время запуска не менее 12 часов). При этом в каждом запуске непрерывно регистрируют выходные сигналы МА (рис. 4.в) и ТД (рис. 4.г). Оценка по графику рис. 4.в $\dot{k}_{0A}(t)$ и $\dot{k}_{0\delta}$ составляет (3σ) $\dot{k}_{0A}(t) \approx \dot{k}_{0\delta} \leq \pm 2 \cdot 10^{-5} g$ за 12 ч.

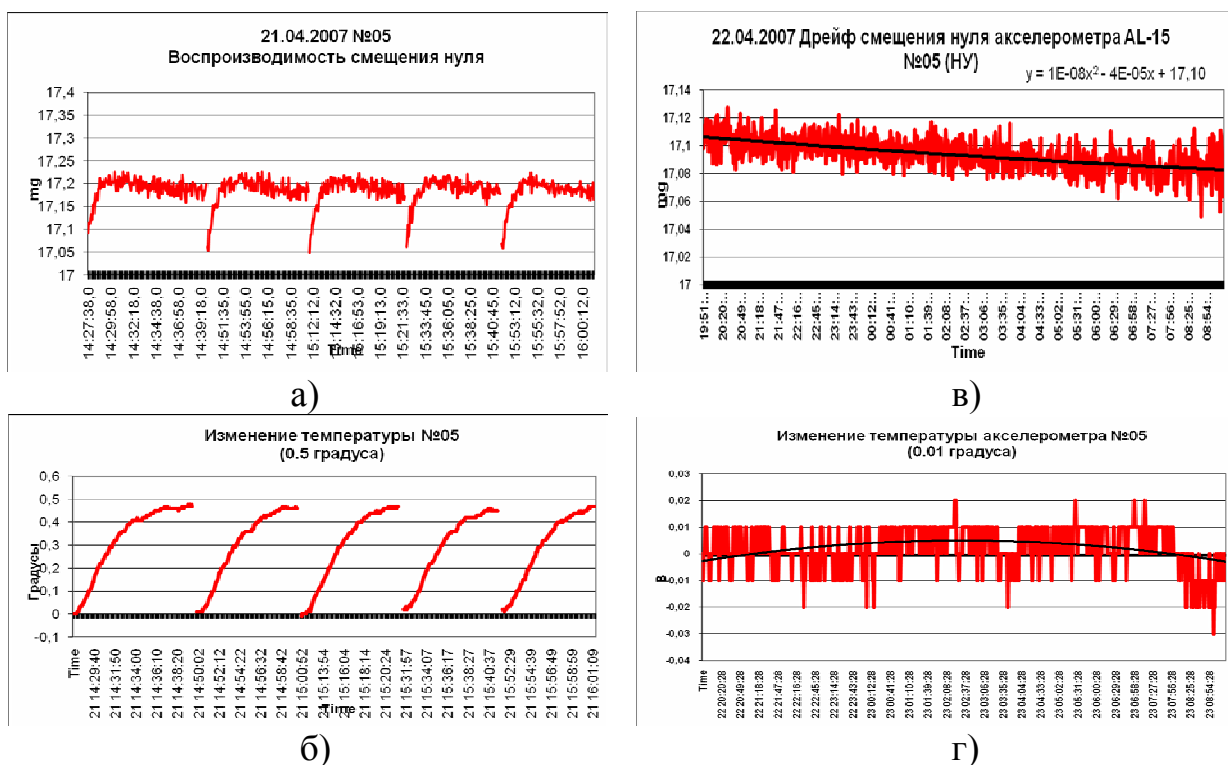


Рис. 4. Выходные сигналы МА (а, в) и ТД (б, г), используемые для оценки случайной погрешности СН $\dot{k}_0(t)$

Выводы

Представлена простая метрологическая модель навигационного МА, описана методика экспериментального определения коэффициентов этой модели по результатам его метрологических испытаний методом тестовых

поворотов в гравитационном поле Земли. Показано, что наиболее целесообразным является 8-ми точечный тест, с тоекратным прохождением тестовых положений МА относительно плоскости местного горизонта.

Предъявлены требования к тестовому оборудованию, описан стенд для метрологических испытаний навигационного МА, приведены результаты определения коэффициентов метрологической модели акселерометра.

Литература:

1. IEEE Standard Specification Format Guide and Test procedure for Linear, Single-Axis, Nongyroscopic Accelerometers / IEEE std 1293, 1998.
2. A.V. Zbrutsky, N.G. Chernyak, G.A. Skripkovskiy. Creation of Low Cost Linear Accelerometers for Navigation and Control Systems// Symposium Gyro Technology. - Stuttgart, Germany, 2005. – P. 4.1 – 4.11.

СРАВНЕНИЕ АПРИОРНОЙ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛА АТАКИ ИЗМЕРИТЕЛЯМИ РАЗНЫХ ТИПОВ

Н. М. Дронь, А. А. Сидоров, П. Г. Хорольский
Днепропетровский национальный университет
(056) 374-98-07, dron@mail.dsu.dp.ua

COMPARATION OF APRIORY PRECISION ON ANGLE OF ATTACK MEASUREMENT OF GAUGES OF DIFFERENT TYPES

N.M. Dron', A.A. Sidorov, P.G. Khorolskiy
Dnepropetrovsk State University
(056) 374-98-07, dron@mail.dsu.dp.ua

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими заданиями. Измерения угла атаки широко используются на летательных аппаратах разного назначения, имеющих атмосферный участок полета. Несмотря на обширность современной номенклатуры измерителей этого параметра движения, проблема измерения угла атаки пока еще не нашла окончательного решения. Так, ведущими специалистами ЦНИИМАШ РФ, одного из наиболее признанных в мировом ракетостроении профильных институтов, отмечается, что нет датчиков угла атаки (ДУА) с приемлемыми характеристиками по точности, быстродействию и т. д. Если бы они были, то «задача синтеза законов управления ракетой решалась бы сравнительно просто» [1].

Такое положение дел стимулирует проведение дальнейших исследований по разработке ДУА с целью достижения требуемых характеристик. Формирование облика систем управления и диагностики летательных аппаратов предполагает выбор измерителей, в данном случае – угла атаки (УА). Эти задачи требуют проведения сравнительных оценок характеристик различных измерителей, в частности, точности. Отсюда необходимость в методологии априорного оценивания точности измерений УА, причем, измерителями, построенными на разных физических принципах. Кроме того, все необходимые данные для проведения таких оценок зачастую отсутствуют и их приходится находить в различных источниках. Поэтому проблему можно сформулировать как необходимость создания достаточно простой, применимой на этапе предпроектных разработок, методологии априорного оценивания точности измерителей УА различных известных типов и получение для них сравнительных оценок. Причем такая методология должна быть понятной и доступной не профильным в данной области специалистам-проектировщикам летательных аппаратов.

Анализ последних достижений и публикаций, в которых начато решение поставленной проблемы, и выделение нерешенных ранее частей общей проблемы. Обзор публикаций на рассматриваемую тему показал, что

данному вопросу в открытой литературе внимание практически не уделено и преимущественно приводятся апостериорные оценки погрешностей датчиков угла атаки.

Основное внимание уделено априорным оценкам суммарной точности летательных аппаратов. Принятая методология априорной и апостериорной оценки точности выведения КА ракетой-носителем, а также результаты ее анализа применительно к РН «Зенит», описана в [2]. Общая методология оценки рассеивания типовой управляемой БР представлена в [3, 4], в том числе применительно к платформенным ИНС в [4] и к бесплатформенным в [5].

Поэтому вопросы априорного оценивания угла атаки измерителями разного рода еще ждут своего освещения.

Формулировка целей статьи (постановка задачи). Общей целью работы является определение априорных оценок погрешностей различных измерителей угла атаки и проведение их сравнения в контексте выяснения целесообразности разработки датчиков УА флюгарного типа. Целью же настоящего исследования является разработка основ методологии сравнительной оценки точности определения угла атаки по данным платформенных и бесплатформенных инерциальных навигационных систем, системам навигации по спутниковым навигационным и по геофизическим полям, с помощью распределенной по поверхности летательного аппарата (ЛА) системы датчиков давления, измерительных систем на основе акселерометров (Акс) и датчиков угловой скорости (ДУС) и на основе только ДУС.

Изложение основного материала исследований с полным обоснованием полученных научных результатов. Измерения УА, проводимые посредством упомянутых измерителей являются косвенными, т. е. они проводятся расчетным путем по прямым измерениям других параметров. Для них общим является отсутствие прямого измерения угла атаки. ИНС, системы на основе Акс и ДУС в отличие от ДД не измеряют параметры набегающего потока. Их общим достоинством по сравнению с датчиками флюгарочного типа является отсутствие подвижных частей и влияния на инерционные и, в значительной степени, аэродинамические характеристики ЛА за счет отсутствия выступающих частей на его корпусе.

Измерения, проводимые ИНС, а также навигационные определения по навигационным и геофизическим полям, позволяет определять вектор состояния ЛА $\{\vec{R}, \vec{V}, \vec{\phi}\}$, где $\vec{R}$ – радиус-вектор центра масс аппарата, $\vec{V}$ – вектор скорости, $\vec{\phi}$ – ориентация (угловое положение продольной оси) в некоторой системе координат (СК), известным образом определенной относительно земной СК. В нашем случае, как будет показано ниже, необходимо и достаточно определение только части вектора состояния, а именно $\{\vec{V}, \vec{\phi}\}$. ИНС и аппаратура спутниковой навигации обеспечивают получение этих данных. Те же данные позволяют получить и системы навигации по звездам (астрокоррекции) и картам местности.

Магнитное поле Земли используется для определения ориентации ЛА (посредством магнитометрических датчиков). С этой же целью применяют

солнечные датчики и датчики ориентации на Землю. Показания всех этих датчиков могут быть использованы в комплексных системах навигации в дополнение к основным измерителям и здесь не рассматриваются.

ИНС, как платформенные (на базе гиростабилизированной платформы), так и бесплатформенные, обеспечивают получение упомянутого полного вектора состояния. Величина пространственного угла атаки может быть выражена следующим образом:

$$\alpha = \arccos(\bar{x}_1^0, \bar{V}_B^0), \quad (1)$$

где $\bar{x}_1^0 = \bar{\phi}$ – вектор направляющих косинусов продольной оси аппарата в некоторой системе координат;

$\bar{V}_B^0 = \bar{V}_B / |\bar{V}_B|$ – вектор направляющих косинусов вектора воздушной скорости (скорости относительно воздуха) в той же системе координат.

Измеренный посредством навигационной системы вектор скорости $\bar{V}$ можно представить суммой двух компонент:

$$\bar{V} = \bar{V}_B + \bar{W}, \quad (2)$$

где $\bar{V}_B$ – вектор воздушной скорости (ВВС) ЛА;

$\bar{W}$ – вектор скорости ветра в данной точке пространства, совпадающей с положением центра масс летательного аппарата, в рассматриваемой системе координат.

Можно показать, что задача оценки точности в основном сводится к определению погрешности определения ориентации вектора воздушной скорости $\bar{V}_B^0$.

Погрешность знания положения воздушной скорости можно оценить по углу δ между $\bar{V}$ и $\bar{V}_B$ для случая наихудшей взаимной ориентации $\bar{W}$ и $\bar{V}$. При $W \ll V$:

$$\delta \approx \frac{W}{\sqrt{V^2 + W^2}} \approx \frac{W}{V}. \quad (3)$$

Видно, что задача измерения угла атаки посредством ИНС наиболее актуальна с уменьшением скорости полета ЛА и особенно в области скоростей, сравнимых со скоростью ветра или меньше ее. Применительно к ракетной технике это соответствует начальному участку полета, особенно критичному к ветровым воздействиям.

Если бесплатформенная ИНС построена на основе акселерометров и датчиков угловой скорости, то их показания могут быть использованы для определения угла атаки непосредственно, без получения полного вектора состояния, согласно способу измерения УА по показаниям акселерометров и датчиков угловой скорости. Поэтому в таком случае оценки точности соответствуют этому способу, как показано ниже. Предположим только, что некоторое улучшение этого показателя может быть достигнуто при комплексировании оценок, полученными этими двумя способами, причем они, эти оценки, могут быть сильно коррелированы.

Перейдем к способу измерения УА по показаниям акселерометров и датчиков угловой скорости. В этом случае точность определения угла определяется точностью показаний акселерометров и датчиков угловой скорости. Оценим ее, предполагая размещение измерителей в текущем центре масс ЛА. Можно показать, что величина УА в общем виде определяется следующим образом:

$$\operatorname{tg} \hat{\alpha} = f(\dot{\phi}, \dot{\phi}, \dot{\eta}, n_y, n_z, \dot{n}_y, \dot{n}_z), \quad (4)$$

где $\hat{\alpha}$ – угол атаки (не пространственный),

$n_y, n_z, \dot{n}_y, \dot{n}_z$ – перегрузки ЛА по осям Oy_1, Oz_1 связанной системы координат и производные от них по времени соответственно,

$\dot{\phi}, \dot{\phi}, \dot{\eta}$ – угловые скорости ЛА вокруг осей Oz_1, Oy_1, Ox_1 связанной системы координат соответственно.

Выражение для погрешности определения малых углов атаки можно получить, приравнявая $\hat{\alpha}$ линейризованное разложение (4) в ряд Тейлора по относительным величинам определяющих кинематических переменных.

Погрешность пространственного угла атаки при малых значениях $\hat{\alpha}$ и β равна:

$$\delta = \sqrt{\Delta \hat{\alpha}^2 + \Delta \beta^2}. \quad (5)$$

Примем, что все измерители одного класса точности ε и предположим, что все сомножители, стоящие при относительных погрешностях, приблизительно равны некоторому числу $\hat{\alpha}^*$. Тогда погрешность измерения угла атаки оценивается как:

$$\delta \approx \hat{\alpha}^* \cdot \varepsilon \cdot \sqrt{14} \approx 3,74 \cdot \hat{\alpha}^* \cdot \varepsilon. \quad (6)$$

При $\varepsilon = 0,5\% - \frac{\delta}{\hat{\alpha}^*} \approx 1,9\%$. Операция дифференцирования приведет к росту ошибки в 1,3...1,8 раз, что эквивалентно $\varepsilon \leq 1\% - \frac{\delta}{\hat{\alpha}^*} \leq 4\%$. Этому способу измерения присуща и методическая ошибка, вызванная неучетом влияния производной по времени от угла бросания.

Измерения угла атаки по показаниям датчиков угловой скорости. Выражение для оценки угла атаки при условии расположения измерителей в текущем центре масс ЛА может быть получено аналогично варианту построения измерительной системы на основе акселерометров и датчиков угловой скорости. С учетом некоторых упрощающих предположений, в том числе – движения без скольжения, это выражение в общем виде может быть записано так:

$$\alpha \approx \alpha(t_0) + \int_{t_0}^t \Lambda(\dot{\phi}, \ddot{\phi}, \dot{\phi}, \ddot{\phi}) dt, \quad (7)$$

где t_0, t – начальный и текущий моменты времени измерений,

$\ddot{\phi}, \ddot{\phi}$ – угловые ускорения вокруг осей Oz_1, Oy_1 связанной системы координат, соответственно.

Точность таких измерений будет существенно зависеть от погрешности определения угла атаки в момент начала измерений $\alpha(t_0)$ и от погрешности дифференцирования показаний датчиков угловой скорости. Влияние операции дифференцирования показано выше. Этому методу свойственна также и описанная выше методическая погрешность.

Оценим точность определения угла атаки по данным датчиков давления, распределенных по части поверхности ЛА.

Наиболее подходящими методами измерения углов атаки α^* и скольжения β для ЛА, у которых скорость полета, число Маха M , скоростной напор и т. д. меняются в широких пределах, являются, по-видимому, методы, основанные на использовании подвижных и неподвижных сферических насадков. Наиболее точным является дифференциальный метод измерения [6], не требующий коррекции по числу Маха M и исключая влияние, скажем, УА α^* на точность определения β и наоборот.

Поскольку получение значений углов атаки и скольжения определяется конкретными для данной аэродинамической формы их зависимостями от распределения давления по поверхности ЛА, которое, в свою очередь, зависит от M и других факторов, например, высоты полета, то оценку погрешности их измерения определить в общем виде сложно. Но возможно оценить некоторые составляющие ошибки.

Так, согласно рассматриваемому методу [6] угол атаки (скольжения) пропорционален разности показаний двух датчиков, т. е.

$$\alpha^* = K(p_1 - p_2), \quad (8)$$

где K – коэффициент пропорциональности из тарировочной зависимости; p_1, p_2 – давление в двух точках на поверхности ЛА.

Относительная погрешность измерения УА данным методом равна

$$\frac{\Delta \alpha^*}{\alpha^*} = \frac{\Delta K}{K} + \frac{\Delta(p_1 - p_2)}{(p_1 - p_2)}, \quad (9)$$

где Δ – символ предельной погрешности.

Относительную погрешность измерения разности показаний двух однотипных датчиков можно оценить как

$$\frac{\Delta(p_1 - p_2)}{(p_1 - p_2)} = \sqrt{2} \cdot \varepsilon_p, \quad (10)$$

где ε_p – относительная погрешность, соответствующая классу точности датчика давления.

Оценить же $\frac{\Delta K}{K}$ можно применительно к конкретной форме ЛА, если известны методика получения тарировочной зависимости (ТЗ) и точность исходных данных для ее получения. За неимением таковых эту оценку получим косвенным путем – по погрешности Δq измерения скоростного напора q .

При измерении скорости полета посредством датчика давления $\frac{\Delta q}{q}$ достигает до 20%. Если на борту ЛА используется заранее подготовленная ТЗ,

то, учитывая, что относительная погрешность оценки аэродинамических коэффициентов составляет величину 10...30%, можно ожидать близкие к ней значения $\frac{\Delta K}{K}$.

Таким образом, ожидаемый уровень относительной суммарной ошибки метода измерения УА по данным ДД может достигать 30%. Ее величина пропорциональна скоростному напору. Следовательно, применительно к ракетно-космической технике, точность метода максимальна на начальном и конечном участке полета ракеты в атмосфере при выведении на орбиту и наименьшая в области максимальных скоростных напоров.

В заключение рассмотрения этого метода отметим, что его реализация требует проведения серьезных и дорогостоящих модельных и натурных экспериментов, особенно для сверхзвуковых и гиперзвуковых ЛА.

На основании вышеизложенного прямые измерения угла атаки нам представляются более предпочтительными.

Выводы из данного исследования. Каждый из способов измерения УА достигает наивысшей точности на определенных, часто не совпадающих для каждого из них, участках полета. Поэтому они дополняют друг друга. Однако косвенный характер измерений УА требует применения прямых методов измерения, т. е. ДУА флюгарочного типа, по крайней мере, на этапе экспериментальной отработки.

Перспективы дальнейших поисков в данном направлении. Дальнейшие исследования предполагается направить на разработку методологии априорного оценивания для других методов определения угла атаки в полете.

Литература:

1. Динеев В. Г. Оптимизация изделий ракетно-космической техники на основе совместного исследования процессов управления движением проектируемых объектов и нагружения их конструкций на атмосферном участке траекторий / В. Г. Динеев, А. Э. Колозезный, Э. А. Колозезный и др. / Космонавтика и ракетостроение. – 1997. – № 10. – С. 76 – 87.
2. Брикер В. В. Методология и результаты анализа точности выведения космических аппаратов ракетой-носителем «Зенит» / В. В. Брикер, В. С. Литвинов, А. А. Негода, А. В. Новиков / Космічна наука і технологія. – 1996. – № 3 – 4. – С. 66 – 69.
3. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. – М.: Наука, 1966.
4. Костров А. В., Ситарский Ю. С. Рассеивание управляемых баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 304 с.
5. Разоренов Г. Н. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями): Учебник для вузов / Г. Н. Разоренов, Э. А. Бахрамов, Ю. Ф. Титов; Под ред. Г. Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

6.Петров Б. Н., Крымов А. Б. Измерение углов атаки и скольжения с помощью моделей распределения давления на сферической лобовой поверхности // Известия вузов. Приборостроение. – 1973. – № 12. – С. 5 – 9.

УДК 629.7.05

О НЕТРАДИЦИОННЫХ КВАТЕРНИОНАХ В ЗАДАЧАХ БИНС И СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ

Панов А.П

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»

Рассматриваются нормированные кватернионы нетрадиционного вида

$$E_i = e_{4i} + \bar{e}_i, \quad (1)$$

$$\text{где } e_{4i} = \sin \frac{\varphi}{c_i}, \quad \bar{e}_i = \cos \frac{\varphi}{c_i} \bar{k}, \quad (2)$$

e_{4i} , $\bar{e}_i$ – скалярная и векторная части кватернионов вращения соответственно, φ – угол вращения, c_i – вещественные положительные числа, $\bar{k}$ – единичный вектор-орт, задающий ось эйлерового конечного вращения твердого тела в трехмерном евклидовом векторном пространстве E^3 [1].

Кватернионы E_i рассматриваются как единичные векторы – орты в четырехмерном векторном пространстве E^4 над полем вещественных чисел [2]. Кватернионы (1) имеют единичную норму $\|E_i\| = e_{4i}^2 + (\bar{e}_i \cdot \bar{e}_i) = 1$, где $(\bar{e}_i \cdot \bar{e}_i)$ – скалярное произведение.

Любой кватернион – орт – вида (1) всегда может быть умножен на некоторую функцию $N_i(\varphi) = N_{\varphi i} = |N_i|$ угла φ вращения, которая будет задавать модуль четырехмерного вектора – ненормированного кватерниона вращения [3]

$$N_i = n_{4i} + \bar{n}_i = N_{\varphi i} E_i, \quad (3)$$

$$n_{4i} = N_{\varphi i} e_{4i} = N_{\varphi i} \sin \frac{\varphi}{c_i}, \quad (4)$$

$$\bar{n}_i = N_{\varphi i} \bar{e}_i = N_{\varphi i} \cos \frac{\varphi}{c_i} \bar{k}. \quad (5)$$

Задавая, например, модули $N_{\varphi i}$ ненормированных кватернионов N_i в виде функций

$$N_{\varphi i} = \sin \frac{\varphi}{c_i}, \quad (6)$$

получаем ненормированные кватернионы нетрадиционного вида

$$U_i = u_{4i} + \bar{u}_i, \quad (7)$$

$$u_{4i} = \sin^2 \frac{\varphi}{c_i} = \frac{1}{2} \left(1 - \cos \frac{2}{c_i} \varphi \right), \quad (8)$$

$$\bar{u}_i = u_{\varphi i} \bar{k} = \sin \frac{\varphi}{c_i} \cos \frac{\varphi}{c_i} \bar{k} = \frac{1}{2} \sin \frac{2}{c_i} \varphi \bar{k}. \quad (9)$$

К нетрадиционным ненормированным кватернионам относятся, в частности, ненормированные кватернионы, получаемые из кватерниона (7) при числах $c_i = c_1 = 2$ ($i = 1$), $c_i = c_2 = 4$ ($i = 2$):

$$1) \quad U_1 = u_{41} + \bar{u}_1 \quad (10)$$

$$u_{41} = \frac{1}{2} (1 - c) \quad (11)$$

$$\bar{u}_1 = \frac{1}{2} s \bar{k} = \frac{1}{2} \bar{s}, \quad (12)$$

$$\text{где } c = \cos \varphi, \bar{s} = \sin \varphi \bar{k}, s = \sin \varphi; \quad (13)$$

$$2) \quad U_2 = u_{42} + \bar{u}_2, \quad (14)$$

$$u_{42} = \frac{1}{2} (1 - \lambda_0), \quad (15)$$

$$\bar{u}_2 = \frac{1}{2} \lambda \bar{k} = \frac{1}{2} \bar{\lambda}, \quad (16)$$

где [5]

$$\lambda_0 = \cos \left(\frac{\varphi}{2} \right), \bar{\lambda} = \sin \frac{\varphi}{2} \bar{k}, \lambda = \sin \frac{\varphi}{2}. \quad (17)$$

Здесь λ_0 и $\bar{\lambda}$ соответственно скалярная и векторная части классического нормированного кватерниона вращения $\Lambda = \lambda_0 + \bar{\lambda}$, компоненты которого называются параметрами Родрига-Гамильтона [5, 1] (или параметрами Эйлера [1] в англоязычной литературе [3]).

Нетрадиционные ненормированные кватернионы U_i обладают двумя замечательными свойствами, существенно отличающими эти кватернионы от классических нормированных и ненормированных [5] кватернионов вращения.

Свойство 1. Нормы $\|U_i\| = u_{4i}^2 + (\bar{u}_i \cdot \bar{u}_i)$ кватернионов U_i равны своим скалярным частям u_{4i} при любых значениях угла φ и коэффициентов c_i в формулах (8), (9), т.е.

$$\|U_i\| = u_{4i}. \quad (18)$$

Свойство 2. Кватернионы U_i обращаются в нулевые кватернионы при нулевом значении угла φ вращения, т.е. при $\varphi = 0$:

$$u_{4i} = 0, \bar{u}_i = \bar{0}. \quad (19)$$

Свойство 1 следует из «условия нормировки» [5] кватерниона Λ

$$\lambda_0^2 + (\bar{\lambda} \cdot \bar{\lambda}) = \|\Lambda\| = 1 \quad (20)$$

при замене в нем скалярного параметра λ_0 на параметры u_{4i} и вектора $\bar{\lambda}$ на векторы $\bar{u}_i$. Это свойство может быть использовано для контроля точности и коррекции погрешностей вычислений компонент кватернионов U_i и координат вектора кажущейся скорости [7] по соответствующим алгоритмам бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) или систем ориентации (БИСО) [1, 4].

Из свойства (18) следуют «условия обнуления» разности:

$$\|U_i\| - u_{4i} = 0. \quad (21)$$

Условия (21) можно рассматривать также как частные первые интегралы, соответствующих кватернионам U_i кинематических дифференциальных уравнений вращения. Для кватерниона U_2 (14) эти уравнения имеют наиболее простой вид: система уравнений линейна, но неоднородна и решения системы записываются в квадратурах.

Свойство 2, в свою очередь, может быть эффективно использовано, например, в задачах бесплатформенных инерциальных систем управления ориентацией космических аппаратов при построении различных новых кватернионных функций Ляпунова [4] и при определении управляющих моментов через компоненты кватернионов U_i .

Как подчеркнуто в обзоре [6], при использовании кватернионных функций Ляпунова необходимо обеспечить условие обращения в нуль всех четырех компонент любого кватерниона вращения в положении устойчивого равновесия управляемого объекта (при $\varphi = 0$ и нулевом значении модуля вектора угловой скорости вращения объекта относительно некоторого выбранного опорного координатного базиса [1]).

Это условие невыполнимо в случаях применения классического нормированного кватерниона вращения с компонентами-параметрами Родрига-Гамильтона. Но это условие всегда может быть обеспечено, если функции

Ляпунова записывать через компоненты нетрадиционных ненормированных кватернионов U_i .

5. Для вычислений в БИНС или БИСО нетрадиционных (новых) ненормированных кватернионных параметров могут быть использованы многочисленные известные алгоритмы вычисления параметров Родрига-Гамильтона, учитывая соотношения (15), (16) при $U_2 = U$ и следующие из них формулы связи [1,5,8]

$$\lambda_0 = 1 - 2u_4, \quad \bar{\lambda} = 2\bar{u}. \quad (22)$$

При этом возможно также использование различных высокоточных алгоритмов вычислений промежуточных параметров в виде координат «малого» вектора ориентации $\bar{\varphi} = \varphi \bar{k}$ [1].

Для синтеза рекуррентных [1] алгоритмов вычисления компонент результирующего ненормированного кватерниона $U = u_4 + \bar{u}$ необходимо использовать формулы сложения конечных вращений (поворотов объекта) записанных в терминах компонент кватернионов U', U'', U .

Все приведенные ненормированные кватернионы (7) можно обобщить, используя в них вместо функции $N_{\varphi i}$ (6) функцию, содержащую дополнительно произвольную постоянную k_U :

$$N_{\varphi i} = k_U \sin \frac{\varphi}{c_i}. \quad (23)$$

Тогда нормы получаемых нетрадиционных кватернионов будут уже пропорциональны своим скалярным частям, а при $k_U = 1$ – будут равны скалярным частям.

Список использованной литературы

1. *Панов А.П.* Математические основы теории инерциальной ориентации. – Киев, Наукова думка, 1995. – 279 с.
2. *Журавлев В.Ф.* Основы теоретической механики. – М.: Физматлит, 2008. – 304 с.
3. *Панов А.П.* О новых ненормированных кватернионах вращения твердого тела. Вопросы аналитической механики и ее применение/ Труды института математики НАН Украины. – Т. 26. – 1999. – с. 300-329.
4. *Панов А.П., Аксенов Н.Н., Цисарж В.В.* О новых кватернионных методах решения задач ориентации, навигации и управления для бесплатформенных инерциальных систем. VII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 29-31 мая 2002 г. Санкт-Петербург, 2000. С. 115-117.
5. *Бранец Шмыглевский И.П. В.Н.* Применение кватернионов в задачах твердого тела. – М. Наука, 1973. – 319 с.
6. *Бублик Г.Ф., Панов А.П., Цисарж В.В.* Тенденції розвитку інерціальних систем орієнтації, навігації та керування рухом. Частина II. Інерціальні

системи керування рухом. // Наукові вісті НТУУ „КПІ”. –2000. –№4. –с. 87-96.

УПРОЩЕННАЯ МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИНС НА НЕУПРАВЛЯЕМЫХ
ГИРОСКОПАХ В ЗАДАЧАХ ВЫСТАВКИ И КАЛИБРОВКИ

Ю.А.Литманович, А.А.Столбов
ЦНИИ «Электронприбор», С. – Петербург
+7-812-4997805, yulitman@mail.ru

Введение

В инерциальных навигационных системах (ИНС) на неуправляемых (позиционных) гироскопах (НГ) в качестве основного варианта ориентации главных осей НГ принята так называемая «полярно-экваториальная» ориентация [1], когда главная ось одного НГ ориентируется параллельно оси суточного вращения Земли (оси Мира), а второго НГ - в плоскости, параллельной плоскости земного экватора. Такой вариант практически гарантирует выполнение условия неколлинеарности главных осей НГ, являющегося условием устойчивого функционирования ИНС, поскольку уход «полярного» НГ ограничен (имеет вид суточных колебаний относительно равновесного положения, близкого к оси Мира), а уход «экваториального» НГ имеет линейный характер, причем преимущественно в плоскости экватора Земли. В случае «полярно-экваториальной» ориентации осей НГ может быть получено достаточно простое описание погрешностей ИНС, составляющее основу для разработки алгоритмов выставки и калибровки ИНС с применением процедуры оптимального фильтра Калмана (ОФК). Однако на практике главная ось «экваториального» НГ может существенно отклоняться от исходного положения (при длительной работе ИНС и/или большом систематическом дрейфе НГ), в этих условиях простая модель погрешностей ИНС оказывается неадекватна, что приводит к расходимости процедуры оценивания. Поэтому возникает задача разработки модели погрешностей ИНС на НГ, корректной для произвольного отклонения «экваториального» НГ относительно исходного положения в случае «полярно-экваториальной» ориентации осей НГ и, более широко, для произвольной ориентации главных осей двух взаимно ортогональных НГ относительно осей ИСК и разработки на ее основе алгоритмов калибровки и выставки ИНС.

В работе дается краткое описание алгоритмов идеальной работы ИНС на НГ в объеме, необходимом для решения поставленной задачи; приводится модель погрешностей ИНС для традиционной «полярно-экваториальной» ориентации главных осей НГ, излагается существо предлагаемого подхода к получению упрощенной модели погрешностей ИНС при произвольной ориентации векторов кинетических моментов (ВКМ) НГ и конкретизируются особенности его реализации в задачах выставки и калибровки ИНС.

1. Алгоритмы идеальной работы ИНС на НГ

На Рис.1 представлена упрощенная блок-схема алгоритмов идеальной работы ИНС на НГ.

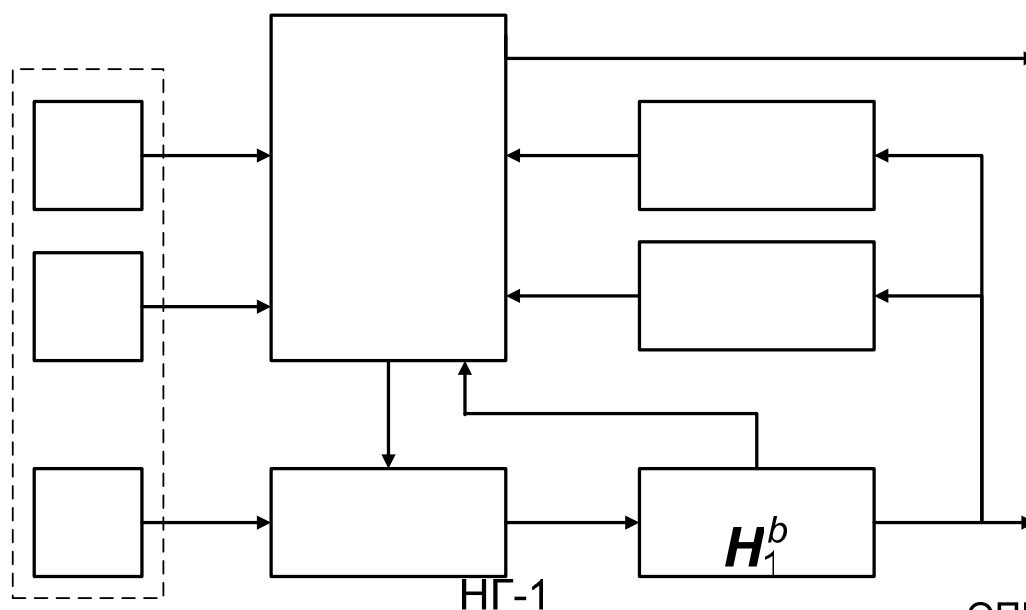


Рис.1 Блок-схема алгоритмов ИНС на НГ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ
УГЛОВОЙ
ОРИЕНТАЦИИ

На блок-схеме введены следующие обозначения:

БА – блок акселерометров;

H_1^b, H_2^b - направляющие косинусы осей ВКМ НГ1 и НГ2, заданные проекциями на оси связанной с объектом системы координат (СК) $\{b\}$;

H_1^i, H_2^i - направляющие косинусы осей ВКМ НГ1 и НГ2, заданные проекциями на оси инерциальной системы СК (ИСК) $\{i\}$;

C_b^n, C_i^n – матрицы углового перехода от СК $\{b\}$ и $\{i\}$, соответственно, к навигационной (географической) СК $\{n\}$;

W_b - составляющие кажущегося ускорения по осям СК $\{b\}$;

W_n, V_n - составляющие кажущегося ускорения и линейной скорости объекта по осям СК $\{n\}$;

φ, λ, h - координаты места объекта (широта, долгота, высота, соответственно);

Алгоритм определения угловой ориентации объекта (вычисления матрицы C_b^n) основан на построении ортогональной СК $\{g\}$ на осях ВКМ НГ H_1, H_2 . При построении трехгранника $\{g\}$ используется следующее простейшее правило:

$$\mathbf{g}_1 = \mathbf{H}_1, \quad \mathbf{g}_3 = \frac{\mathbf{H}_1 \times \mathbf{H}_2}{|\mathbf{H}_1 \times \mathbf{H}_2|}, \quad \mathbf{g}_2 = \mathbf{g}_3 \times \mathbf{g}_1 \quad (1)$$

При запуске ИНС вектору $\mathbf{H}_1$ задается «полярная» ориентация, а вектору $\mathbf{H}_2$ – «экваториальная».

Искомая матрица угловой ориентации C_b^n определяется по формуле:

$$C_b^n = C_i^n \cdot (C_i^g)^T \cdot C_b^g. \quad (2)$$

Здесь:

C_b^g – матрица углового перехода от СК $\{b\}$ к СК $\{g\}$, элементы которой формируются в соответствие с правилом (1) на основании измеренных значений направляющих косинусов H_1^b, H_2^b ;

C_i^g – матрица углового перехода от СК $\{i\}$ к СК $\{g\}$, элементы которой формируются на основании рассчитанных направляющих косинусов H_1^i, H_2^i .

Элементы матрицы C_i^n вычисляются на основании вырабатываемых в ИНС координатах места φ, λ и часового угла.

Расчет текущих значений направляющих косинусов НГ в ИСК H_1^i, H_2^i (расчет программного движения НГ) производится путем численного интегрирования уравнений прецессионного движения НГ в ИСК, имеющих следующий вид [2]:

$$\dot{\mathbf{H}}_j^i = \boldsymbol{\omega}_{dp} \times \mathbf{H}_j^i, \quad j = 1, 2 \quad (3)$$

где $\boldsymbol{\omega}_{dp}$ – вектор угловой скорости систематической составляющей дрейфа НГ, коэффициенты математической модели которого калибруются при запуске ИНС и уточняются в процессе работы.

Начальные условия для интегрирования уравнения (3) определяются по измеренным значениям направляющих косинусов H_1^b, H_2^b и внешней информации о координатах места и угловой ориентации объекта.

Задачи преобразования информации акселерометров в навигационный базис и выработки навигационных параметров, являющиеся стандартными для БИНС, с темой настоящего исследования не связаны и потому здесь не раскрываются.

2. Модель погрешностей для «полярно-экваториальной» ориентации НГ

Кинематическое уравнение погрешностей ИНС, связывающее погрешности параметров ориентации, координат места с погрешностями прогноза положения НГ, которое определяет вид матрицы наблюдения ОФК, может быть получено варьированием уравнения (2). Для «полярно-

экваториальной» ориентации НГ, когда с точностью до величин первого порядка малости можно считать

$$H_1^i \approx (0 \ 1 \ 0)^T, \quad H_2^i \approx (0 \ 0 \ 1)^T \quad (4)$$

кинематическое уравнение можно быть существенно упрощено. Удерживая только величины первого порядка малости, пренебрегая погрешностями измерения направляющих косинусов НГ в СК $\{b\}$ и переходя от матриц к составляющим векторов малого поворота, получим:

$$\begin{pmatrix} \beta \\ \alpha \\ \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\lambda \cos \varphi \\ \Delta\lambda \sin \varphi \end{pmatrix} + C_i^n \begin{pmatrix} -\Delta H_1^{3_i} \\ -\Delta H_2^{1_i} \\ \Delta H_1^{1_i} \end{pmatrix} \quad (5)$$

где α, β, γ - погрешности построения вертикали места в плоскостях первого вертикала и меридиана и погрешность построения плоскости меридиана места, соответственно;

$\Delta\varphi, \Delta\lambda$ - погрешности выработки широты и долготы места, соответственно;

$\Delta H_j^{k_i}$ - погрешности прогноза направляющего косинуса j – го НГ ($j=1,2$) на k – ую ось СК $\{i\}$ ($k=1,2,3$).

Уравнение для погрешностей расчетного движения НГ, которое определяет вид матрицы динамики ОФК, может быть получено варьированием уравнений (3). Очевидно, что, учитывая соотношения (4), для каждого НГ можно ограничиться рассмотрением соответствующих двух погрешностей выработки направляющих косинусов и существенно упростить уравнение погрешностей расчетного движения НГ.

3. Модель погрешностей для произвольной ориентации НГ

При значительном отклонении ВКМ НГ от исходного (номинального) положения соотношения (4) становятся некорректными и, следовательно, приведенная выше модель погрешностей ИНС для «полярно-экваториальной» ориентации НГ оказывается неадекватной. Использование точных уравнений погрешностей ИНС приводит к существенному усложнению как кинематических, так и динамических уравнений погрешностей.

Предлагаемый метод построения упрощенной модели погрешностей ИНС для произвольной ориентации НГ основан на построении квазиинерциального трехгранника $\{f\}$, дискретно согласуемого с

построенным на ВКМ НГ трехгранником $\{g\}$, относительно которого записываются уравнения погрешностей ИНС. Учитывая правило (1) построения СК $\{g\}$, для направляющих косинусов ВКМ НГ в СК $\{f\}$ имеем:

$$H_1^f \approx (0 \ 1 \ 0)^T, \quad H_2^f \approx (0 \ \cos \theta \ \sin \theta)^T \quad (6)$$

где θ – угол между ВКМ НГ.

С учетом (6) кинематическое уравнение погрешностей ИНС примет следующий вид, близкий к (5):

$$\begin{pmatrix} \beta \\ \alpha \\ \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \lambda \cos \varphi \\ \Delta \lambda \sin \varphi \end{pmatrix} + C_f^n \cdot \begin{pmatrix} -\Delta H_1^{3f} \\ -\frac{1}{\sin \theta} \Delta H_2^{1f} + \operatorname{ctg} \theta \Delta H_1^{1f} \\ \Delta H_1^{1f} \end{pmatrix} \quad (7)$$

где $\Delta H_j^{k_f}$ – погрешности прогноза направляющего косинуса j – го НГ ($j=1,2$) на k – ую ось СК $\{f\}$ ($k=1,2,3$).

Матрица C_f^n определяется как произведение матриц C_i^n и C_f^i , при этом элементы матрицы C_f^i равны элементам матрицы C_g^i , определяемой по расчетным проекциям ВКМ НГ в СК $\{i\}$ в соответствии с правилом (1), но с учетом разной последовательности осей СК $\{f\}$ и $\{g\}$.

Динамические уравнения погрешностей ИНС (уравнения погрешностей расчетного движения НГ) также могут быть записаны относительно квазиинерциальной СК $\{f\}$, при этом их вид будет аналогичен упрощенному виду уравнений погрешностей «полярного» и «экваториального» НГ, записанных относительно СК $\{i\}$.

Таким образом, модель погрешностей ИНС для произвольно ориентированных НГ, записанная относительно СК $\{f\}$, имеет вид, близкий к модели погрешностей для «полярно-экваториальной» ориентации НГ записанной относительно СК $\{i\}$. Использование данной модели позволяет существенно упростить матрицы динамики и наблюдения ОФК в задачах выставки и калибровки ИНС.

4. Организация задач выставки и калибровки ИНС

Специфика предложенного метода построения упрощенной модели погрешностей ИНС, определяет следующие особенности организации работы ОФК в задачах выставки и калибровки:

1. Согласование СК $\{f\}$ с СК $\{g\}$ (расчет элементов матрицы C_f^i по непрерывно вычисляемым в ИНС элементам матрицы C_g^i) производится с тактом формирования измерений в ОФК, который выбирается из условия обеспечения малости углов рассогласования СК $\{f\}$ и $\{g\}$.

2. Полученные по результатам обработки измерений погрешности прогноза направляющих косинусов НГ ΔH_j^k преобразуются с использованием матрицы C_f^i из СК $\{f\}$ в СК $\{i\}$ для уточнения программного движения НГ.

3. В конце N -го цикла работы ОФК апостериорная ковариационная матрица погрешностей преобразуется из СК $\{f\}_N$ в СК $\{i\}$ с использованием сформированного на данный момент времени значения матрицы C_f^i , а в начале следующего $(N+1)$ -го цикла работы ОФК ковариационная матрица погрешностей преобразуются из СК $\{i\}$ в СК $\{f\}_{N+1}$ с использованием матрицы C_f^i , относящейся к данному моменту времени.

4. Заключение

Предложен подход к построению модели погрешностей ИНС на НГ в упрощенной форме, корректной для произвольной ориентации главных осей НГ относительно инерциальной системы координат, на основе которого разработаны простые в реализации алгоритмы выставки и калибровки ИНС. Данный подход был разработан в начале 90-х годов применительно к карданной ИНС на электростатических гироскопах (ЭСГ) [1], а впоследствии использован в бескарданной системе ориентации на ЭСГ для орбитальных космических аппаратов [2]. В обоих случаях удалось обеспечить устойчивое оценивание погрешностей НГ при длительной работе ИНС, больших систематических составляющих скорости дрейфа НГ, а также при произвольной начальной ориентации главных осей НГ, отличной от «полярно-экваториальной».

Литература

1. Гусинский В.З., Лесючевский В.М., Литманович Ю.А. Выставка и калибровка инерциальной навигационной системы с многомерной моделью погрешностей инерциальных измерителей// 4-я Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1997. – С. 27-40.
2. Б.Е.Ландау и др. Результаты калибровки электростатических гироскопов в бескарданной инерциальной системе ориентации//Юбилейная XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным

навигационным системам. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2008. – С. 122-129.

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕТОДОВ ЖЕСТКОГО СИНТЕЗА НЕЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

С. М. Онищенко, М.Н. Малоед
Институт математики НАН Украины,
Национальный авиационный университет

тел.: 289 4979

onishch_serg37@rambler.ru ; oni33s@i.ua

Проблема оптимизации управления (стабилизации) системами или объектами возникает при ограничении их энергетических ресурсов тогда, когда реализация управления определенной мощности, необходимой для перевода объекта из одной точки пространства в другую или, в частности, для стабилизации системы, оказывается невозможной. При этом приходится мириться либо с остаточными погрешностями стабилизации, либо с переходом объекта не в заданную точку, а в ее близкую окрестность.

Проблема обеспечения кратчайшего пути или наименьшего времени такого перевода принципиально не отличается от проблемы с ограниченной энергетикой объекта. Во всех задачах оптимизации количественная характеристика степени достижения или установления компромисса между энергетическими расходами и величинами остаточных погрешностей в системе не возможна без критерия качества, чаще всего интегрального квадратичного, минимум которого и должно обеспечивать оптимальное управление – наилучшее для заданного критерия.

Рассмотрим процедуру оптимизации методов прямого жесткого синтеза (ПЖС) нелинейных систем стабилизации [1-3] с интегральным квадратичным критерием качества. Её реализация допускает по сравнению с классическим калмановским подходом некоторую особенность.

Следует отметить, что достаточно эффективным методом решения задач стабилизации можно считать второй метод Ляпунова, распространенный на них В.И. Зубовым [4]. С применением этого метода задача синтеза систем стабилизации приводит к рассмотрению матричного уравнения Ляпунова

$$\dot{D} + D(A - BC) + (A - BC)^T D = -Q. \quad (1)$$

Здесь $D(t)$, $Q(x, t)$ – симметричные матрицы коэффициентов положительно определенных квадратичных форм

$$V(x, t) = x^T D(t)x, \quad W(x, t) = x^T Q(x, t)x, \quad (2)$$

которые согласно со вторым методом Ляпунова должны удовлетворять условию $\dot{V} = -W < 0$ на любых траекториях $x = x(x_0, t_0, t)$ исходной нелинейной системы $\dot{x} = f(x, t)$, $x(t_0) = x_0$, которая при определенных условиях может быть приведена к псевдолинейной матричной форме

$$\dot{x} = A(x, t)x \quad (3)$$

и замкнута ограниченным управлением

$$u = -C(x, t)x \in U \subset \mathbf{R}_m \quad (4)$$

из некоторого выпуклого множества U в $\mathbf{R}_m$. Матрица $B(x, t)$ в (1) известная, а матрицу управления $C(x, t)$ нужно построить так, чтобы замкнутая система

$$\dot{x} = [A(x, t) - B(x, t)C(x, t)]x, \quad x(t_0) = x_0, \quad (5)$$

стала равномерно асимптотически устойчивой, даже если в незамкнутом состоянии она неустойчива.

Таким образом, в общем случае из *одного* уравнения Ляпунова (1) нужно получить *две* матрицы: матрицу управления C из (4) и матрицу D коэффициентов квадратичной формы V – функции Ляпунова из (2).

Однако эта, казалось бы, плохо обусловленная задача решается четырьмя возможными путями:

- матрица D задается, и из уравнения Ляпунова (1) определяется матрица C ;
- матрица D находится как решение уравнения Ляпунова

$$DA_0 + A_0^T D = -Q,$$

записанного для разомкнутого линейного приближения $\dot{x} = A_0 x$ нелинейной системы (3) (это возможно лишь при асимптотической устойчивости этого линейного приближения), после чего она уже как известная используется в уравнении Ляпунова (1) для замкнутой нелинейной системы (5), что позволяет из него определить матрицу C как единственную неизвестную;

- искомая матрица C линейно выражается через матрицу D в виде $C = PD$, что превращает уравнение Ляпунова в матричное уравнение Риккати и позволяет решать задачу оптимальной стабилизации в классической постановке;
- жестко ограничивается структура матриц

$$D = D_* D_*^T, \quad Q = Q_* Q_*^T \quad (6)$$

путем их мультипликативной параметризации произвольными неособенными квазитреугольными матрицами D_*, Q_* . При этом они могут выбираться нижними в виде

$$D_* = \begin{bmatrix} D_1 & 0 \\ D_{12}^T & D_2 \end{bmatrix}, \quad Q_* = \begin{bmatrix} D_{11}Q_1 & 0 \\ D_{12}^TQ_1 & D_{22}Q_2 \end{bmatrix},$$

тогда и матрицы D, Q называются *нижними* и определяются выражениями

$$D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{11}D_{12} \\ D_{12}^TD_{11} & D_{12}^TD_{11}D_{12} + D_{22} \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} D_{11}Q_1D_{11} & Q_{11}D_{12} \\ D_{12}^TQ_{11} & D_{12}^TQ_{11}D_{12} + D_{22}Q_{22}D_{22} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

или верхними

$$D_* = \begin{bmatrix} D_1 & D_{21}^TD_2 \\ 0 & D_2 \end{bmatrix}, \quad Q_* = \begin{bmatrix} D_{11}Q_1 & D_{21}^TQ_2 \\ 0 & D_{22}Q_2 \end{bmatrix},$$

тогда матрицы D, Q соответственно называются *верхними* и имеют вид

$$D = \begin{bmatrix} D_{11} + D_{21}^TD_{22}D_{21} & D_{21}^TD_{22} \\ D_{22}D_{21} & D_{22} \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} D_{11}Q_1D_{11} + D_{21}^TQ_{22}D_{21} & D_{21}^TQ_{22} \\ Q_{22}D_{21} & D_{22}Q_{22}D_{22} \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Здесь $\det D_i \neq 0$, $\det Q_i \neq 0$, $D_{ii} = D_i D_i^T$, $Q_{ii} = Q_i Q_i^T$, $i = 1, 2$.

Характерно, что структура (7) и (8) матриц D, Q гарантирует не только их симметричность и положительную определенность, но и позволяет использовать стационарные матрицы D . Этот подход получил название методов *прямого жесткого синтеза* (ПЖС) нелинейных систем стабилизации.

Отметим неизбежную ограниченность области применения методов ПЖС при решении задач стабилизации *нелинейных* систем, обусловленную такими факторами:

- использованием квадратичных форм (2) вместо нелинейных функций Ляпунова;
- стационарностью матрицы D коэффициентов квадратичной формы V в случаях нестационарных нелинейных систем (3);
- априорной параметризацией (6) матриц D и Q коэффициентов квадратичных форм (2).

Эти факторы уменьшают область допустимых объектов, которые стабилизируются указанными методами ПЖС (подобно тому, как они суживают область устойчивости аналогичных систем в задачах анализа). Однако для тех нелинейных систем, для которых в пределах построенного множества допустимых управлений удастся обеспечить и достаточную величину области равномерной асимптотической устойчивости, и нужное качество переходного процесса, применение квадратичных форм V со

стационарной матрицей коэффициентов D как функций Ляпунова для нелинейных нестационарных систем (5) оправдывается сравнительной простотой и наглядностью полученных результатов в задачах синтеза.

Для оптимизации методов ПЖС будем использовать критерий обобщенной работы А.А.Красовского [5]

$$I_0(x, u, u_{ir\delta}) = \int_{t_0}^{\infty} [x^T Q(x, t)x + u^T R^{-1}u + u_{ir\delta}^T R_1^{-1}u_{ir\delta}] dt. \quad (9)$$

Он отличается от традиционного критерия Летова-Калмана

$$I(x, u) = \int_{t_0}^{\infty} [x^T Q(x, t)x + u^T R^{-1}u] dt \quad (10)$$

дополнительным квадратичным членом $u_{ir\delta}^T R_1^{-1}u_{ir\delta} = DBR_1 B^T D$ под интегралом, формально совпадающим с квадратичным слагаемым в матричном уравнении Риккати

$$\dot{D} + DA + A^T D - DBR_1 B^T D = -Q \quad (11)$$

при оптимальном управлении

$$u_{ir\delta} = -Kx = -R_1 B^T D x. \quad (12)$$

Поэтому формально можно утверждать, что А.А.Красовский перенес этот квадратичный член из уравнения Риккати (11) в критерий качества (10), превратив его, тем самым, в критерий обобщенной работы (9), а уравнение Риккати (11) – в уравнение Ляпунова

$$\dot{D} + DA + A^T D = -Q \quad (13)$$

(к сожалению, для разомкнутой системы).

Таким образом, при синтезе оптимальных систем с критерием А.А.Красовского необходимо, чтобы исходная система (3) была асимптотически устойчивой. Это достаточно обременительное условие с самого начала выступало как чрезвычайно сдерживающий фактор при использовании метода А.А.Красовского, поскольку большинство реальных объектов без управления является неустойчивым.

Однако в совокупности с методами ПЖС применение критерия обобщенной работы позволяет успешно синтезировать оптимальные нелинейные системы стабилизации. Ведь методы ПЖС обеспечивают при синтезе матрицы управления S справедливость матричного уравнения Ляпунова (1) вместо (13) даже в случае стационарной матрицы D . При этом матрица D оказывается оптимальной согласно критерию обобщенной работы и определяет структуру оптимального регулятора (12).

Далее можно рассмотреть два подхода к реализации этой оптимизационной процедуры.

Первый из них заключается в формальном принудительном вложении стабилизирующего управления, синтезированного одним из методов ПЖС, в структуру оптимального регулятора Летова-Калмана с возможным решением обратной задачи оптимизации. Тогда матрица C , построенная рекуррентной процедурой метода ПЖС, например, на единственном этапе в виде

$$\begin{aligned} C &= [C_1, C_2], \\ C_1 &= {}^1B^+ \left[{}^1A_{11} + \frac{1}{2}(Q_{11} + S_{11})D_{11} \right], \\ C_2 &= B_2^{-1} \left[{}^1A_{22} + \frac{1}{2}(Q_{22} + S_{22})D_{22} \right] + {}^1B^+ \left[{}^1A_{11} + \frac{1}{2}(Q_{11} + S_{11})D_{11} \right] D_{12} \end{aligned} \quad (14)$$

формально приравнивается к матрице K оптимальной стабилизации из (12). В результате, учитывая обозначения (7), а также

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, \quad A_{11} = \begin{bmatrix} {}^1A_{11} & {}^1A_{12} \\ {}^1A_{21} & {}^1A_{22} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix}, \\ {}^1B^+ &= {}^1B^T ({}^1B {}^1B^T)^{-1}, \quad {}^1B = B_1 + D_{12}B_2, \end{aligned} \quad (15)$$

причем в (14)

$$S_{11}^T = -S_{11} \in \mathbf{R}_{(n-m) \times (n-m)}, \quad S_{22}^T = -S_{22} \in \mathbf{R}_{m \times m} \quad (16)$$

– произвольные кососимметричные матрицы соответствующих размерностей, получим из

$$[C_1, C_2] = \left[R_1(B_1^T D_{11} + B_2^T D_{12}^T D_{11}), R_1(B_1^T D_{11} D_{12} + B_2^T D_{12}^T D_{11} D_{12} + B_2^T D_{22}) \right]$$

после несложных преобразований следующие соотношения:

$$\begin{aligned} D_{11} {}^1A_{11} + \frac{1}{2} D_{11} (Q_{11} + S_{11}) D_{11} &= D_{11} {}^1B R_1 {}^1B^T D_{11}, \\ D_{22} {}^1A_{22} + \frac{1}{2} D_{22} (Q_{22} + S_{22}) D_{22} &= D_{22} B_2 R_1 B_2^T D_{22}, \end{aligned} \quad (17)$$

или с учетом (16) соответственно

$$\begin{aligned} D_{11} {}^1A_{11} + {}^1A_{11}^T D_{11} + D_{11} Q_{11} D_{11} &= 2 D_{11} {}^1B R_1 {}^1B^T D_{11} > 0, \\ D_{22} {}^1A_{22} + {}^1A_{22}^T D_{22} + D_{22} Q_{22} D_{22} &= 2 D_{22} B_2 R_1 B_2^T D_{22} > 0. \end{aligned} \quad (18)$$

Условия (17) (или же (18)) устанавливают связь между блоками матриц A и B из (15) в замкнутой системе (5) и блоками матриц D и Q из (7) с матрицей R_1 из критерия качества (9).

Для l этапов синтеза таких условий будет l , причем следует отметить определенную специфичность условий (18) для исходного объекта (5).

Согласно *второму* подходу, к застabilизированной предварительно методом ПЖС системе (5) по тем же каналам аддитивно подается оптимальное управление (12), которое минимизирует критерий обобщенной работы (9).

Этот подход оказывается более удачным, ибо в результате суммарная матрица $S+K$ обеспечивает не только стабилизацию нелинейной системы, но и минимизирует критерий обобщенной работы, обеспечивая значительно лучшее качество переходного процесса.

И если первый подход сопровождается несколько искусственными условиями (18), то второй является более универсальным.

Выполненный сравнительный анализ традиционного метода Калмана синтеза оптимального регулятора (12) с квадратичным критерием качества (10) и метода А.А. Красовского с критерием обобщенной работы (9) позволяет сделать некоторые выводы относительно определенных преимуществ метода аналитического синтеза нелинейных систем стабилизации с критерием А.А. Красовского. Это, прежде всего, расчетные преимущества. Так, в общем случае для построения оптимальных управлений по критерию обобщенной работы необходимо решать линейное уравнение Ляпунова (13). Для построения оптимальных управлений методом Калмана необходимо решать нелинейное уравнение Риккати (11).

В случае же применения методов ПЖС нет необходимости находить матрицу D коэффициентов квадратичной формы как решение уравнения Ляпунова (13), ибо в этих методах ее *структура* априори задается выражениями (7), (8) в уравнении Ляпунова (1). Поэтому в расчетном смысле общее применение методов ПЖС и метода А.А. Красовского оказывается несравненно более эффективным по сравнению с реализацией процедуры оптимизации по Калману.

Кроме расчетных преимуществ, важное значение имеет качество процессов управления в оптимальных системах, синтезированных тем или другим методом.

Путем применения соответствующих средств качество переходных процессов в оптимальных системах, синтезированных по критерию Калмана и по критерию обобщенной работы А.А.Красовского, может быть сделано приблизительно равноценным. Относительно точности в установившемся режиме под действием шумов системы, оптимальные по квадратичному критерию Калмана, имеют некоторое преимущество по сравнению с системами, оптимальными по критерию А.А. Красовского.

Второй подход к оптимизации методов ПЖС был применен к задаче стабилизации беспилотного самолета относительно его программной траектории.

При этом аддитивное использование синтезированного методом ПЖС стабилизирующего управления и оптимального управления согласно критерию обобщенной работы обеспечило не только стабилизацию рассмотренного ЛА относительно его программной траектории и минимум критерия качества (9), предложенного А.А. Красовским, но и улучшило качество процесса этой стабилизации в среднем на 14-20%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Онищенко С.М.* Жесткая монотонная стабилизация нелинейных систем прямым методом Ляпунова // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. – 1991. – № 4. – С. 35-38.
2. *Онищенко С.М.* Прямой подход к синтезу нелинейных систем стабилизации: метод прямого жесткого синтеза // Проблемы управления и информатики. – 2000. – № 3. – С. 17-25.
3. *Клименко О.Л., Коваленко Н.П., Онищенко С.М., Сусол М.М.* Анализ алгоритмов жесткого синтеза систем стабилизации // Проблемы управления и информатики. – 2006. – №4. – С. 30-39.
4. *Зубов В.И.* Лекции по теории управления. – М.: Наука, 1975. – 200с.
5. *Красовский А.А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. - М.: Наука, 1973. - 560с.

**РАЗВИТИЕ ПОДХОДА К РАЦИОНАЛЬНОМУ УПРАВЛЕНИЮ
ОБЪЕКТАМИ В НЕШТАТНЫХ РЕЖИМАХ**
А.С. КУЛИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
“ХАИ”, Украина; тел. 8(057)707-43-01, e-mail: kulik@d3.khai.edu;
anatoly.kulik@gmail.com

Рассмотрены особенности развития в Харьковском авиационном институте исследований по диагностированию автоматических систем аэрокосмических объектов в нештатных режимах и по восстановлению их работоспособности. Приведены основные научные результаты. Предложено конструктивное определение рационального управления. Описаны результаты прикладных исследований.

Введение

Аэрокосмические объекты различного назначения на всех стадиях активного жизненного цикла подвержены целому ряду дестабилизирующих их работоспособность факторов, приводящих к дефектам, неисправностям, отказам, сбоям и другим физическим аномалиям, порождающим многочисленные нештатные, аварийные режимы функционирования. Поэтому при создании аэрокосмической техники всегда разрабатываются и используются многочисленные информационные технологии, а также наземные и бортовые комплексы для оценки текущего функционального состояния – *диагностирования* и парирования аварийных состояний – *восстановление работоспособности* летательных аппаратов.

1. Первые шаги в диагностировании

Аналитическим решение простых задач диагностирования систем автоматического управления (САУ) на кафедре «Автоматика» ХАИ начали заниматься с 1970 года. На начальном этапе использовались первые формальные функционально-логические модели, с помощью которых описывали нештатные режимы функционирования разомкнутых САУ в статике при тестовых воздействиях. [1, 2]. Потребность диагностировать системы в динамике привела к описанию аварийных режимов в форме линейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Поиск идей, а также инструментальных средств диагностирования динамических режимов на этом этапе успешно завершились благодаря диссертации R. Beard [3]. В этой работе было предложено новое использование, тогда еще мало известных, фильтров Д. Люенбергера, представляющих детерминированный вариант фильтров Р. Каллмана, для решения задачи диагностирования линеаризованного обобщенного объекта управления, включающего сервоприводы, объект и датчики. Использование такого подхода позволило существенно продвинуться в разработке конструктивных алгоритмов

диагностирования и восстановления. Результаты машинных экспериментов на ЭВМ «МИР-2» по моделированию процессов диагностирования и восстановления работоспособности космического летательного аппарата подтвердили эффективность разработанных инструментальных средств и получили одобрение на предприятии «Электроприбор», а также на семинарах в Военно-воздушной академии им. Н.Е. Жуковского, институте проблем управления и опубликованы в ряде статей [4-7].

2. Новые диагностические модели

Дальнейшие практические и теоретические исследования в области диагностирования объектов и восстановления их работоспособности привели к пониманию несовершенства разработанного подхода, заключающегося в существенном противоречии между требуемой в то время на практике глубиной диагностирования и возможной с помощью фильтров Люенбергера, а следовательно, и принципиальной невозможности эффективно использовать избыточные ресурсы для качественного восстановления работоспособности аэрокосмических объектов. Поиск адекватного подхода привели к необходимости разработкой новой концепции диагностических моделей и на их основе к разработке нового подхода к диагностическому обеспечению с заданной глубиной. В результате проведенных исследований были разработаны новые классы диагностических моделей, отражающие связь прямых диагностических признаков с косвенными, доступными измерению.

Это *диагностические функциональные модели* (ДФМ) и *диагностические логические модели* (ДЛМ). В ДФМ используются прямые и косвенные признаки отказов в форме отклонений диагностических параметров от номинальных значений. Для формирования ДЛМ используются признаки отказов в форме булевых переменных. Особенности ДФМ рассмотрим на примере простейших линеаризованных моделей. Наиболее общей формой аналитического описания в номинальном режиме функционирования САУ является описание в дискретном пространстве состояний

$$\begin{aligned}x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) + \xi(k); \\x(k_0) &= x_0; \\y(k) &= Cx(k) + v(k),\end{aligned}\tag{1}$$

где $x(k)$ – вектор состояния системы, $x(k) \in X^n$; $u(k)$ – вектор управления, $u(k) \in U^r$; $y(k)$ – вектор измеряемых переменных, $y(k) \in Y^m$; $\xi(k)$ и $v(k)$ – векторы ошибок моделирования, помех измерения; A, B и C – матрицы соответствующих размерностей, отражающие функциональные особенности САУ; k – номера дискрет, $k \in T$. В аргументах переменных для упрощения записи опущен параметр T_0 – период квантования сигналов.

При построении ДФМ используется множество возможных физических видов отказов $D = \{d_1, d_2, \dots, d_q\}$, например, дрейф нуля датчика, изменение коэффициента передачи сервопривода, обрывы связей и т.п. В результате параметризации элементов этого множества для каждой задачи

диагностирования формируются свои прямые диагностические параметры, квазистационарные на интервале диагностирования. Для рассматриваемого общего случая вектор этих параметров $\lambda^T = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_\mu\}$, причем $\lambda_i \in \Omega_i, i = \overline{1, \mu}$. Тогда в общем случае линеаризуемую САУ, отражающую влияние прямых диагностических параметров λ , можно описать в классе линейных конечно-разностных моделей следующим образом:

$$\begin{aligned} \mathcal{X}(k+1) &= A(\lambda)\mathcal{X}(k) + B(\lambda)u(k) + \xi(k); \\ \mathcal{X}(k_0) &= \mathcal{X}_0; \\ y(k) &= C(\lambda)\mathcal{X}(k) + D(\lambda)u(k) + F(\lambda) + v(k), \end{aligned} \quad (2)$$

где $\mathcal{X}(k)$ и $y(k)$ – векторы переменных, характеризующих возмущенное действие отказов движения системы; $D(\lambda)$ и $F(\lambda)$ – матрицы соответствующих размерностей, отражающих связь прямых диагностических параметров отказов с доступными измерению выходами системы.

В качестве прямых признаков отказа используются $\Delta\lambda_i = \lambda_i - \lambda_{i_n}$, где λ_{i_n} – номинальное значение i -го диагностического параметра, а косвенные признаки представляют собой отклонения векторов $\mathcal{X}(k)$ от вектора оценок $\hat{y}(k)$, характеризующего номинальное поведение САУ, т.е. $\Delta y(k) = \mathcal{X}(k) - \hat{y}(k)$.

При малых $\Delta\lambda_i \ll \Delta\lambda_i^2$ и $\Delta y(k) \ll \Delta y^2(k)$ возможно производить аналитическую линеаризацию уравнений (2) и получить в общем виде такую ДФМ для «малых» отказов:

$$\begin{aligned} \Delta x(k+1) &= A\Delta x(k) + [A_i x(k) + B_i u(k)]\Delta\lambda_i + \eta(k); \Delta x(k_0) = \mathcal{X}_0; \\ \Delta y(k) &= C\Delta x(k) + [C_i x(k) + D_i u(k) + F_i]\Delta\lambda_i + \mu(k), \end{aligned} \quad (3)$$

названную **MD**– моделью. Здесь A_i, B_i, C_i, D_i и F_i – частные производные матрицы $A(\lambda), B(\lambda), C(\lambda), D(\lambda)$ и $F(\lambda)$ по параметру λ_i ; $\eta(k)$ и $\mu(k)$ – векторы ошибок и помех. Из системы управлений (3) следует, что **MD** – модель описывается линейными конечно-разностными уравнениями с переменными коэффициентами, причем закон изменения коэффициентов определяется поведением вектора состояния $\hat{x}(k)$ эталонной модели системы (1) и вектора управляющих воздействий $u(k)$.

В общем случае связь между признаками $\Delta y(k)$ и $\Delta\lambda_i$ можно представить с помощью уравнения

$$\Delta y(k) = \varphi_i(k)\Delta\lambda_i; i = \overline{1, \mu}, \quad (4)$$

где $\varphi_i(k)$ – функция чувствительности, соответствующая i -ому признаку ДФМ по диагностическому параметру λ_i . Функция $\varphi_i(k)$ – представляет собой временную дискретную функцию и для перехода к логическим признакам вводятся различными способами ее числовые характеристики η_{ij} . Тогда для перехода от абсолютной шкалы признаков к шкале наименований появляется возможность использовать двузначное предикатное уравнение

$$Z_j = S_2(\eta_{ij} - \delta) = \begin{cases} 1, & \text{если } \eta_{ij} \geq \delta_j; \\ 0, & \text{если } \eta_{ij} < \delta_j, j = \overline{1, m}, \end{cases} \quad (5)$$

где $S_2(g)$ – символ двузначного предиката; δ_j – пороговое значение, зависящее от точности представления и последующей обработки данных. Последовательно применяя это уравнение, получим прямоугольную булеву таблицу размером $\mu \times m$. Число строк таблицы соответствует числу прямых признаков отказа $\Delta\lambda_i$, а число столбцов – размерности вектора $\Delta y(k)$. Эта таблица представляет собой разновидность ДЛМ, названную *табличной логической моделью* – **TL**-моделью.

ДФМ и ДЛМ модели были разработаны для классов нелинейных систем с гладкими нелинейностями, а также систем с существенными нелинейностями как для «малых, так и для «больших» отказов [8].

Дальнейшее использование ДФМ и ДЛМ для построения диагностического обеспечения САУ натолкнулось на принципиальную проблему применимости полученных моделей. С математической точки зрения эту проблему можно было разрешить для линеаризованных ДФМ доказательством теорем о существовании и единственности решения, что можно было сделать по аналогии с результатами для линейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Для нелинейных систем с гладкими нелинейностями и с существенными нелинейностями доказательство существования и единственности было проблематичным. С диагностической точки зрения эта проблема оказалась более общей, чем математическая и ещё сложнее и для её разрешения потребовалось проводить самостоятельное исследование. Вначале было сформулировано принципиально новое свойство – *диагностируемость* – это свойство диагностических функциональных моделей, характеризующее возможность однозначного установления факта наличия прямого признака любого отказа из заданного множества по доступным наблюдениям косвенным признакам в течение конечного интервала времени. Затем в результате проведенных аналитических исследований был доказан ряд теорем и получены конструктивные критерии диагностируемости. К примеру, для **MD**-моделей:

Критерий полной структурной диагностируемости. Для полной структурной диагностируемости в малом линейной динамической системы необходимо и достаточно, чтобы матрицы

$$L_i = \begin{bmatrix} A_i & B_i & 0 \\ C_i & D_i & F_i \end{bmatrix}, i = \overline{1, \mu}. \quad (6)$$

были линейно независимы во всех попарных сочетаниях.

Критерий полной сигнальной диагностируемости. Линейная динамическая система, полностью структурно диагностируемая $L_i = L_i^*$, будет полностью сигнально диагностируема в малом тогда и только тогда, когда векторы $L_i^* v(k)$, $i = \overline{1, \mu}$ линейно независимы во всех попарных сочетаниях.

Эти и аналогичные критерии для других моделей [9-11] позволили производить конструктивную оценку качества построенных ДФМ и формировать условия их эффективного применения для построения диагностического обеспечения.

3. Сигнально-параметрическое диагностирование

Реализованная концепция диагностических моделей дала возможность сформировать новый, конструктивный сигнально-параметрический подход к разработке эффективного диагностического обеспечения с существенно большей глубиной, оперативного и достоверного для компьютерного диагностирования систем управления аэрокосмическими объектами.

Использование сигнально-параметрического подхода позволило аналитически решать такие основные задачи диагностирования как *обнаружение отказов, поиск места их возникновения, установления класса отказа и определение его вида* [12].

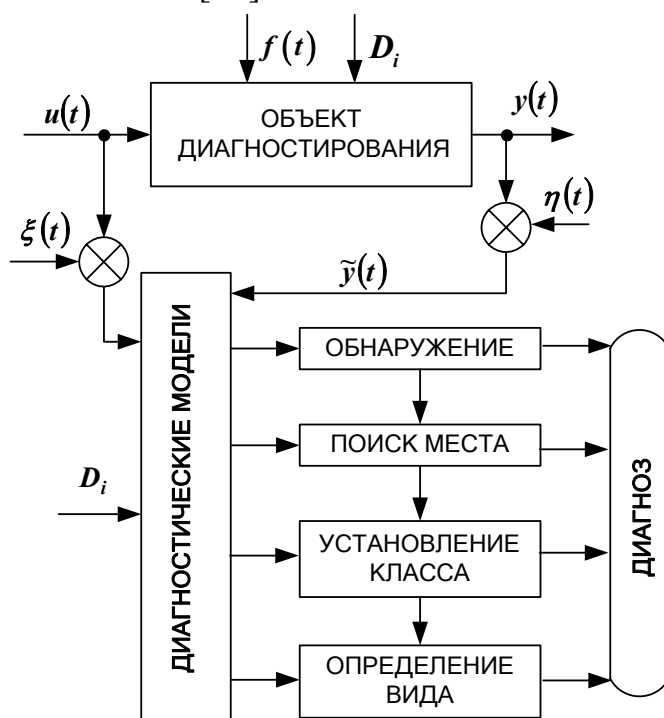


Рис. 1. Структура сигнально-параметрического диагностирования.

Возникновение в САУ любого вида отказа $d_i \in D$ представляет собой неопределённое событие с точки зрения момента его появления, места возникновения, принадлежности к какому-то классу и конкретного вида проявления. Снятие неопределённости этого события связано с нахождением его, соответствующих задаче, характеристик на основании доступных измерению косвенных признаков системы. В качестве базовой структуры для *последовательного снятия неопределённостей* возникновения отказа выбрано дихотомическое дерево поиска соответствующих основным задачам признаков отказов. В узлах дерева располагаются двузначные предикаты Z_i , позволяющие перейти от временных косвенных признаков отказов к двоичным

признакам отказов, что даёт возможность ставить и решать оптимизационные задачи по нахождению конкретных видов отказов.

Формирование предикатов для всех уровней иерархии решения основных задач диагностирования производится с использованием ФДМ. В узлах дихотомического дерева используются предикаты следующего вида:

$$Z_i = S_2 \{h(\Delta y_j) \geq \delta_i\}, \quad (7)$$

здесь $h(g)$ - алгебраическая функция косвенного признака Δy_j , полученная из уравнения соответствующей ФДМ, путём разрешения относительно прямого признака отказа $\Delta \lambda_i$ и отфильтрованного относительно сигналов ошибок и помех $\eta(k)$ и $\mu(k)$; δ_i - пороговое значение выходного сигнала диагностической модели.

Дихотомические деревья, строятся с использованием ДЛМ и представляют собой основу для формирования компьютерной продукционной базы знаний процесса диагностирования САУ.

4. Восстановление работоспособности

Причинами аварийных, нештатных ситуаций при автоматическом управлении аэрокосмическими объектами являются всевозможные нарушения в работе таких основных функциональных элементов как датчики, исполнительные органы и объект управления. Возникновение отказов в датчиках приводит к искажению или потере измерительной информации, поэтому парирование отказов в этой ситуации заключается в восстановлении измерений с помощью имеющихся аппаратно-программных избыточных ресурсов. При нештатном режиме исполнительных органов производится восстановление работоспособности всей системы управления посредством целевого использования избыточных исполнительных органов, параметрической и сигнальной подстроек. Поломки в объекте управления могут компенсироваться алгоритмическими средствами, реализованными в соответствующих программах бортовых вычислительных машин и обеспечивающими восстановление работоспособности всей САУ. Возникающие в САУ отказы можно представить двумя основными классами *компенсируемые* и *некомпенсируемые*. Для парирования компенсируемых отказов разработаны методы и средства сигнальной и параметрической подстроек. Некомпенсируемые отказы парируются посредством реконфигурации алгоритмов управления и избыточной аппаратуры для таких критических режимов функционирования разработаны соответствующие методы и средства парирования.

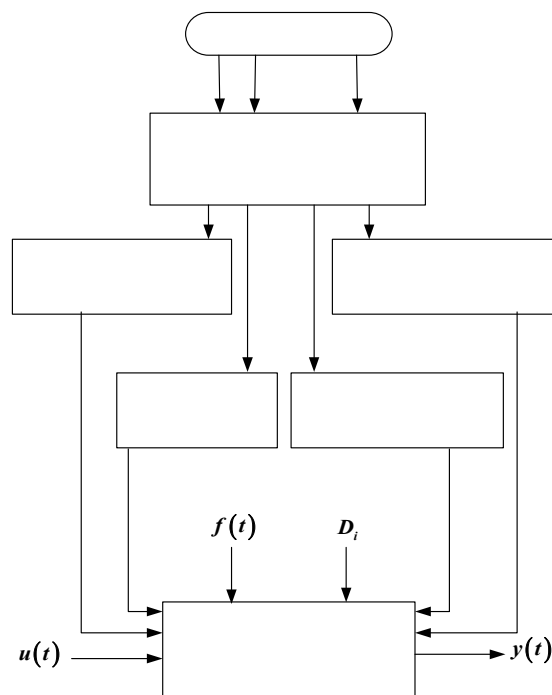


Рис. 2. Структура парирования последствий отказов.

Для синтеза алгоритмов парирования как компенсируемых, так и некомпенсируемых отказов использовался дискретный аналог второго метода А.М. Ляпунова [13], позволявший осуществлять как структурный, так и параметрический синтез алгоритмов восстановления работоспособности САУ и обеспечивать классически необходимое условие работоспособности – устойчивость.

5. Рациональное управление

В классической парадигме автоматического управления заложено необходимое условие работоспособности САУ – *устойчивость* и достаточное условие – *качество управления*. В современной парадигме устойчивость и качество рассматривается как необходимое условие работоспособности САУ, а достаточное – *живучесть*. Исходя из такого представления термин отказоустойчивость и его производные оказывается не вполне адекватным сути решаемых задач управления в нештатных ситуациях. Более того, принимая во внимание классическое определение устойчивости: «Невозмущённое движение $x_0(t)$ » называется устойчивым по Ляпунову, если для любого положительного числа ε , как бы мало оно ни было, можно указать положительное число δ , такое, что из неравенства $\|\Delta x(t_0)\| < \delta$ следует при $t > t_0$ неравенство $\|\Delta x(t)\| < \varepsilon$ [14].

В определении ничего не говорится о причинах отклонения от невозмущенного движения. А это значит, что причинами отклонения от невозмущенного движения могут быть различные дестабилизирующие факторы и, частности, отказы, которые приводят к появлению $\Delta x(t_0) \gg 0$. Принятие эффективных мер по парированию отказов приводит с течением времени к выполнению условия $\|\Delta x(t_0)\| < \varepsilon$, следовательно, к обеспечению классической устойчивости САУ. Поэтому для отражения способности САУ оценивать своё

техническое состояние, т.е. способности самодиагностироваться, а также возможности парировать отказы – самовосстанавливать свою работоспособность нужен другой термин. Наиболее близким к сути и методам решаемых задач в нештатных ситуациях, а также к уровню понимания аварийных процессов и способов локализации представляется термин *рациональное управление*. Слово *рациональный*, от лат. *rationalis* - разумный, означает разумно обоснованный, целесообразный. Имеющийся исторический аэрокосмический опыт свидетельствует, что при анализе нештатных ситуаций обязательно восстанавливают причинно-следственные связи развития аварийных событий, а при локализации их последствий формируются на базе полученной информации процедуры восстановления работоспособности САУ. И вся эта деятельность базируется на использовании опыта, разума и здравого смысла, а результаты должны быть разумно обоснованными. Ряд этапов разработки диагностического обеспечения и восстановления работоспособности САУ на текущий момент не формализовано и задачи этих этапов решаются, как правило, эвристически. Только отдельные этапы формализованы и могут быть разрешены с помощью оптимизационных подходов. В целом общая задача диагностирования и восстановления САУ на сегодня не может быть поставлена и решена как классическая или современная оптимизационная задача.

Поэтому термин *рациональное управление* в наибольшей степени отражает содержание общей задачи диагностирования функционального состояния САУ и восстановление ее работоспособности, а также особенностей её разрешения на формально-эвристической основе.

6. Принципы подхода к рациональному управлению

Описанные особенности диагностирования и парирования нештатных ситуаций позволяют с системных позиций представить базовые принципы подхода к рациональному управлению. Итак, в основу подхода положены три принципа: первый *трехуровневая иерархия* обеспечения живучести; второй *глубокое диагностирование* до парируемых видов отказов, третий – *гибкое парирование* причин отказов. Использование первого принципа приводит к формированию *блокового, системного и надсистемного* уровней обеспечения живучести. Из всего множества видов отказов $D = \{d_i\}_1^q$ выбирают виды отказов $d_i \in D_1 \subset D$, парируемые на уровне функциональных блоков САУ: блока датчиков, блока сервоприводов и блока регуляторов. Подмножество D_1 формируется исходя из имеющейся сигнальной, параметрической, алгоритмической и аппаратной избыточности. Для системного уровня формируется подмножество видов отказов $D_2 \subset D$, парируемых с помощью средств системной избыточности. На третьем, надсистемном уровне парируются виды отказов из подмножества $D_3 \subset D$ с помощью внесистемных средств избыточности, таких как, например, переход на ручное управление летательным аппаратом, аварийная остановка объекта, изменение программы полета и др.

Принцип *глубокого диагностирования* заключается в поиске конкретных парируемых видов отказов на основании диагностических моделей и доступных измерений. Глубокое диагностирование осуществляется на каждом уровне обеспечения живучести. Процедуры глубокого диагностирования формируются с помощью сигнально-параметрического подхода [12].

Суть принципа *гибкого парирования* последствий видов отказов состоит в формировании для каждого вида всех возможных вариантов выхода из нештатной ситуации с помощью имеющихся избыточных средств. Процедуры парирования формируются исходя из принципа действия объекта диагностирования, особенностей его поведения в нештатных режимах, на основании диагностических моделей и с учетом имеющихся избыточных средств.

Использование описанных принципов приводит к новой структуре САУ [15], изображенной на рис. 3.

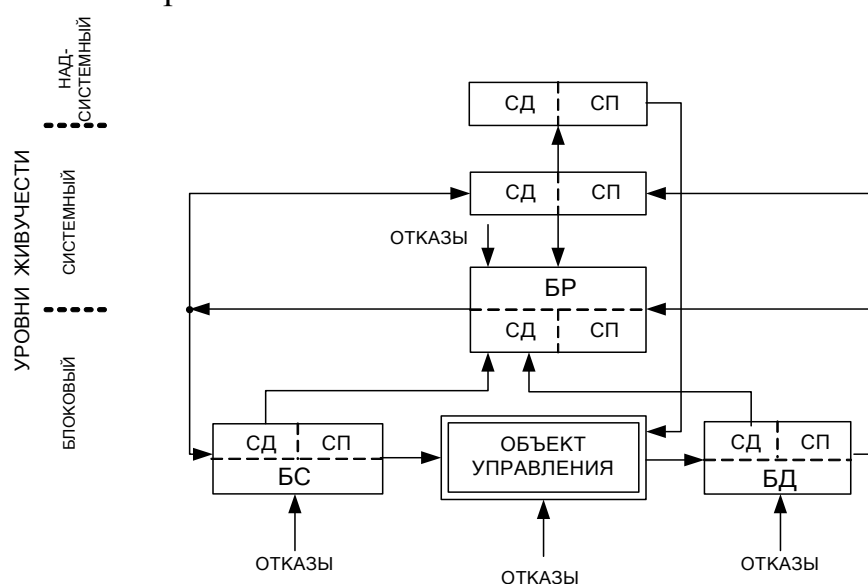


Рис. 3. Блок-схема рационального управления в нештатных ситуациях.

На первом блоковом уровне САУ состоит из объекта управления, блока датчиков (БД), блока сервоприводов (БС) и блока регуляторов (БР), включающих в себя средства диагностирования (СД) и парирования (СП) видов отказов. На системном уровне проводятся процедуры диагностирования всей САУ, а также парирования видов отказов с помощью системных средств. Кроме того, с блокового уровня при исчерпании ресурсов избыточности диагнозы передаются во второй уровень. На третьем, подсистемном уровне диагностируется качество функционирования нижних уровней и парируются нештатные ситуации с помощью имеющихся средств.

7. Результаты прикладных исследований

Значительный объем первых прикладных исследований по рациональному управлению был выполнен в НИИ проблем физического моделирования (ХАИ) при разработке диагностического обеспечения САУ динамически подобных летающих моделей в условиях стендовых испытаний и предполетной подготовки. Была создана контрольно-испытательная станция, позволяющая

производить глубокое диагностирование САУ летающей модели СЛМТ-10ЛЛ самолёта СУ-27 [16, 17].

В числе первых был создан стенд исследования блока гироскопических датчиков, включающий датчик угла и два датчика угловой скорости. Для этого блока было разработано и испытано алгоритмическое и программное обеспечение, обеспечивающее инвариантность к типовым видам отказов [18, 19].

Другим направлением прикладных исследований были нештатные режимы исполнительных органов. Наибольших результатов удалось достичь по пневматическим сервоприводам. Был создан исследовательский стенд, на котором проводилась разработка и отработка как диагностического обеспечения, так и обеспечения по восстановлению работоспособности [20, 21, 22].

Важным функциональным элементом САУ, потребовавшим исследовательского внимания, явился планер, поскольку повреждения планера часто являются причиной лётных происшествий. Проведенные исследования дали возможность разработать диагностическое обеспечение, позволяющее в реальном масштабе времени оценивать размеры повреждений аэродинамических органов управления и поверхностей и осуществлять автоматический выход из аварийных режимов. Было исследовано 30 сценариев для машинной модели СУ-27 [23]. Исследования по диагностированию системы с неопределённой динамикой производилось на физической модели беспилотного летательного аппарата в виде инвертированного маятника с подвижным основанием. Был изготовлен лабораторный стенд, на котором осуществлён комплекс работ по диагностированию замкнутого контура управления и по восстановлению его работоспособности [24, 25].

Новым направлением в последние годы стали прикладные исследования по диагностированию и восстановлению баз данных автоматизированных систем организационного управления [26], а также исследования по рациональному управлению процессом овладения студентами профессиональных навыков для решения учебных задач [27]. Разработано несколько обучающих компьютерных программ с элементами рационального управления [28-31], которые используются в учебных дисциплинах кафедры систем управления летательными аппаратами.

Литература

1. Кулик А.С. Построение минимального диагностического теста для сложного технического объекта / А.С. Кулик, В.Г. Рубанов // Системы управления летательных аппаратов. Харьков, 1974. – вып. 2. – С. 132-136.
2. Кулик А.С. Синтез оптимального алгоритма контроля работоспособности САУ по её функционально-логической модели / А.С. Кулик, В.Г. Рубанов // Автоматика. – 1975. – № 4. – С. 9-14.
3. Beard R. Failure Accommodation in Linear System Through Self – Reorganization, //Ph.D.Thesis – Massachuset Institute of Technology. – 1971. – 376 p.

4. *Соколов Ю.Н.* О диагностике непрерывных автоматических систем с помощью фильтра обнаружения. / Ю.Н. Соколов, В.Г. Рубанов, А.С. Кулик // Автоматика. – 1976. – № 4. – С.3-8.
5. *Кулик А.С.* Алгоритм управления резервом при отказах приборного оборудования в системах / А.С. Кулик // Радиоэлектроника летательных аппаратов. Харьков, 1976. – вып. 8. – С. 106-111.
6. *Кулик А.С.* Синтез систем, приспособляющихся к изменениям параметров элементов и их отказам / А.С. Кулик, В.Г. Рубанов, Ю.Н. Соколов // Автоматика и телемеханика. – 1978. – № 1. – С. 96-107.

СОВМЕСТНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ В ПРОСТРАНСТВЕ ВЕРТОЛЕТА И ЕГО ГРУЗОВОЙ ПОДВЕСКИ

А.П. Кривоносенко, Л.Н. Блохин

Национальный авиационный университет

г. Киев, Украина

fsu@nau.edu.ua

При выполнении многих народнохозяйственных, разведывательных, спасательных и других работ с использованием вертолетов особый интерес представляет задача стабилизации в пространстве как самого вертолета, так и его грузовой подвески. В этом случае такая сложная динамическая система «вертолет – грузовая подвеска» рассматривается как некоторая сложная двухмассовая динамическая система. При стабилизации такой системы возникают три задачи. Первая – это стабилизация самого вертолета в пространстве, вторая – стабилизация его груза на подвеске, и, наконец, третья задача – это задача совместной стабилизации как самого вертолета, так и его грузовой подвески.

Цикл работ, которые рассматриваются в предыдущем докладе и обеспечивают этап структурной идентификации вертолета с грузовой подвеской, позволяет получить всю необходимую информацию для решения задачи синтеза оптимального регулятора, обеспечивающего стабилизацию в пространстве вертолета и его грузовой подвески.

Для решения поставленной задачи уточним некоторые модели динамики и характеристики вертолета и его контура стабилизации с грузовой подвеской, структурная схема которого показана на рис.1.

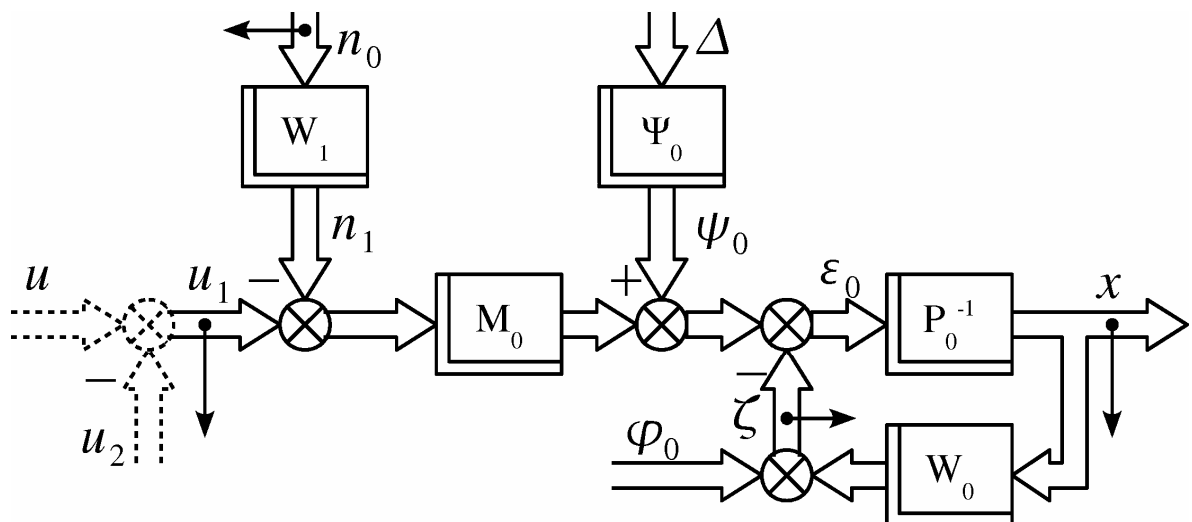


Рис.1. Структурная схема контура управления вертолетом с учетом стабилизирующего влияния движения груза.

Для этой схемы вектор выходных координат вертолета определим в виде

$$x = P_0^{-1} M_0 (u_1 - n_1) + P_0^{-1} \Psi_0 \Delta. \quad (1)$$

Тогда по известным матрицам спектральных и взаимных спектральных плотностей определим

$$P_0^{-1} M_0 = S'_{u_1 x} (S'_{u_1 u_1})^{-1}; \quad (2)$$

$$P_0^{-1} \Psi_0 \Psi_0^{-1} P_0^{-1} = S'_{xx} - S'_{u_1 x} (S'_{u_1 u_1})^{-1} S'_{x u_1}.$$

По результатам винеровской факторизации выражения (2) после выполнения операции одностороннего разложения матриц, в результате которого все полюса будут вынесены в ППП, запишем систему уравнений в виде

$$\begin{cases} P_0^{-1} M_0 = \hat{P}_0^{-1} \hat{M}_0 \\ P_0^{-1} \Psi_0 = \hat{P}_0^{-1} \hat{\Psi}_0 \end{cases},$$

где $P_0^{-1} \Psi_0$ - результат факторизации.

Вектор стабилизирующего воздействия грузовой подвески на вертолет определен по результатам натурных испытаний и равен

$$\zeta = W_0 x + \varphi_0. \quad (3)$$

На рисунке 1 показан один внутренний контур воздействий грузовой подвески на вертолет. Вектор выходных координат вертолета с учетом предыдущих структурных преобразований равен

$$x = \hat{P}_0^{-1} \varepsilon_0 = \hat{M}_0 (u_1 - n_1) + \hat{\Psi}_0 \Delta - (W_0 x + \varphi_0), \quad (4)$$

откуда

$$(E_n + W_0)x = \hat{M}_0 \hat{u}_1 + \hat{\Psi}_0 \Delta - \varphi_0, \text{ или}$$

$$x = (E_n + W_0)^{-1} \hat{M}_0 \hat{u}_1 + (E_n + W_0)^{-1} \hat{\Psi}_0 \Delta - (E_n + W_0)^{-1} \varphi_0.$$

Выполним преобразование матриц

$$(E_n + W_0)^{-1} = P_3^{-1} L_3;$$

$$(E_n + W_0)^{-1} \hat{M}_0 = P_3^{-1} M_3;$$

$$(E_n + W_0)^{-1} \hat{\Psi}_0 = P_3^{-1} \Psi_3.$$

Так как при постановке задачи необходимо стабилизировать движение как самого вертолета, так и его грузовой подвески, введем обобщенный вектор выходных координат совместной системы «вертолет – грузовая подвеска».

$$y = \begin{bmatrix} x \\ \zeta \end{bmatrix} = [\Phi_0] x = \begin{bmatrix} E_n \\ W_0 \end{bmatrix} x.$$

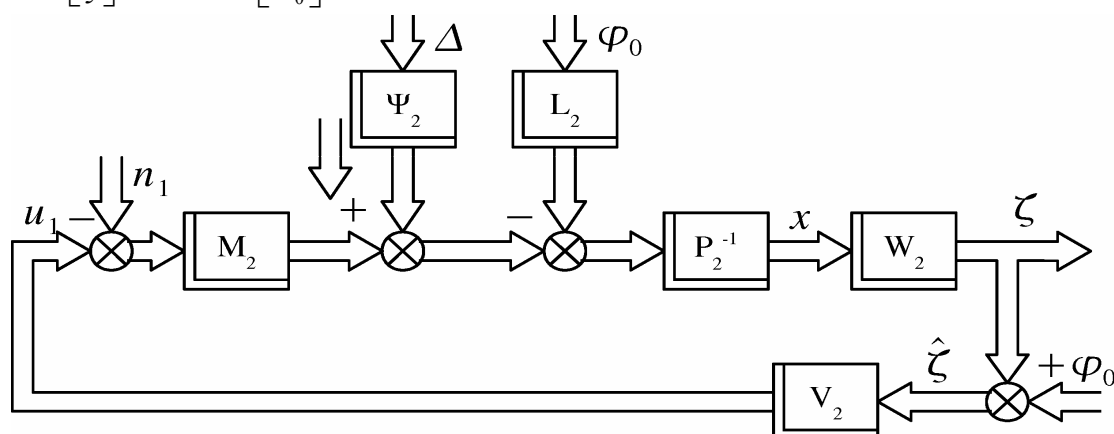


Рис.2. Структурная схема контура вертолета с грузовой подвеской, стабилизирующего груз.

Для решения задачи синтеза регулятора методами, аналогичными, например [1], приведем структурную схему объекта и контура стабилизации (рис.2) путем структурных преобразований к одноконтурной обобщенной структурной схеме, учитывающей все внутренние контуры системы.

В этой системе вектор обобщенного возмущения равен

$$\eta = (-M_3 n_1 + \Psi_3 \Delta - L_3 \varphi_0),$$

а его транспонированная матрица спектральных и взаимных спектральных плотностей равна

$$S'_{\eta\eta} = M_3 W_1 S'_{n_0 n_0} W_{1*} M_{3*} + \Psi_3 S'_{\Delta\Delta} \Psi_{3*} + L_3 S'_{\varphi_0 \varphi_0} L_{3*}.$$

Расширенный вектор выходных координат динамической системы «вертолет – грузовая подвеска» равен

$$y = \Phi_0 P_3^{-1} \varepsilon,$$

где $\varepsilon = M_3 u + \eta$.

Тогда

$$y = \Phi_0 P_3^{-1} (M_3 u + \eta).$$

Уравнение искомого регулятора запишем как

$$-u = G y,$$

где $y = \Phi_0 P_3^{-1} M_3 G u + \Phi_0 P_3^{-1} \eta$,

или $y = F_y \eta = (P_3 \Phi_0 + M_3 G)^{-1} \eta$.

Вектор управляющих сигналов перепишем в виде

$$u = G F_y \eta = F_u \eta,$$

где матрица передаточных функций по управлению F_u равна

$$F_u = G(P_3 \Phi_0 + M_3 G)^{-1}. \quad (5)$$

а матрица передаточных функций по возмущению равна

$$F_y = \Phi_0 P_3^{-1} (M_3 F_u + E_n). \quad (6)$$

Для решения поставленной задачи синтеза воспользуемся основными положениями метода, например [1]. Матрицы передаточных функций F_y и F_u замкнутой системы должны отвечать условию физической реализуемости, то есть иметь полюса только в левой полуплоскости $S = j\omega$.

Учитывая это, уравнение связи

$$F_u = G(P_3 \Phi_0 + M_3 G)^{-1}.$$

Если будут известны матрицы оптимальных передаточных функций замкнутой системы F_u и F_y , то матрицу оптимальных передаточных функций можно будет найти из уравнения

$$G = F_u F_y^{-1}.$$

Задача синтеза состоит в том, чтобы определить такую структуру матрицы G на классе дробно-рациональных функций, которая обеспечивала бы стойкость замкнутой системы и одновременно доставляла бы минимум функционалу

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} \text{tr} [R S'_{yy} + C S'_{uu}] ds, \quad (7)$$

где матрица весовых положительно определенных коэффициентов

$$R = \begin{bmatrix} R_{xx} & 0 \\ 0 & R_{\zeta\zeta} \end{bmatrix}.$$

Приняв за варьированную функцию одну из матриц передаточных функций замкнутой системы, учитывая уравнения (5) и (6) функционал качества (7) перепишем в виде

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} tr \left\{ \left[(F_{u*} M_{3*} + E_n) P_{3*}^{-1} \Phi_{0*} R \Phi_0 P_3^{-1} (M_3 F_u + E_u) + F_{u*} C F_u \right] S'_{\eta\eta} \right\} ds, \quad (9)$$

а его первую вариацию в виде

$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} tr \left\{ \delta F_{ux} \left[\begin{aligned} & \left[(M_{3*} P_{3*}^{-1} \Phi_{0*} R \Phi_0 P_3^{-1} M_3 + C) F_u S'_{\eta\eta} + \right. \\ & \left. + M_{3*} P_{3*}^{-1} \Phi_{0*} R \Phi_0 P_3^{-1} S'_{\eta\eta} \right] + \delta F_u [\]_* \end{aligned} \right\} ds. \quad (10)$$

Задача выбора оптимальной структуры F_u эквивалентна задаче минимизации функционала (9), которую решим аналогично известному методу, например [2].

Условием, которое обеспечивает тождество нулю вариации (10), есть

$$\Gamma F_u D + (T_0 + T_+) = 0,$$

или

$$F_u = -\Gamma^{-1} (T_0 + T_+) D^{-1}, \quad (11)$$

где $DD_* = S'_{\eta\eta}$;

$$\Gamma_* \Gamma = M_{3*} P_{3*}^{-1} \Phi_{0*} R \Phi_0 P_3^{-1} M_3 + C;$$

$$T = T_0 + T_+ + T_- = \Gamma_*^{-1} M_{3*} P_{3*}^{-1} \Phi_{0*} R \Phi_0 P_3^{-1} D.$$

Таким образом, алгоритм (11) позволяет определить оптимальную структуру регулятора в контуре стабилизации вертолета и его грузовой подвески. Подставив алгоритм (11) в уравнение (9) определим минимальное значение функционала.

Следует отметить, что с целью существенного упрощения процедур оптимального синтеза дискретных оптимальных систем стабилизации непрерывных многомерных объектов при стохастических воздействиях сначала целесообразно выполнять синтез непрерывной структуры синтезируемого регулятора. При необходимости реализации полученного регулятора на современной микропроцессорной базе, т.е. его дискретизации, синтезированная непрерывная модель регулятора просто аппроксимируется любым из многих известных в настоящее время способов, например, по аналогии с предложением, сделанным в работе [4].

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК:

[1] Азарсков В.Н., Блохин Л.Н., Житецкий Л.С. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации, науч. монография. – К.: НАУ, 2006. – 437 с.

[2] Блохин Л.Н., Осадчий С.И., Бескоровайный Ю.Н. Технология структурной идентификации и последующего синтеза оптимальных систем

стабилизации неустойчивых динамических объектов. – Проблемы управления и информатики, 2007, вып.6., с. 57-65.

[3] *Блохин Л.Н., Тунник А.А.* Синтез оптимальных дискретных многомерных систем при случайных воздействиях. – Кибернетика и вычислительная техника, 1986, вып. 71, с. 13-17.

УРАВНЕНИЯ ОШИБОК БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ И ОЦЕНКИ ПРЕДЕЛЬНО ДОСТИЖИМОЙ ТОЧНОСТИ ЭТИХ СИСТЕМ НА ЛАЗЕРНЫХ И ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ

Н.И. Кробка

Филиал Центра эксплуатации наземной космической инфраструктуры
“НИИ прикладной механики имени академика В.И.Кузнецова”,
РФ, г. Москва, ул. Авиамоторная, 55; тел. 8 915 056 40 19;
E-mail: KrobkaNick@msn.com

В основе идеи пространственной инерциальной навигации – “три кита”:

- Динамическое уравнение (ДУ) движения материальной точки – центра масс (ЦМ) управляемого объекта (УО) в инерциальном пространстве:

$$\frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} \equiv \ddot{\vec{R}} = \vec{F}(\vec{R}(t), t) + \vec{a}(t); \quad \frac{d\vec{R}}{dt} \equiv \dot{\vec{R}} = \vec{V}(t); \quad \vec{R}(t)|_{t=0} = \vec{R}_0; \quad \vec{V}(t)|_{t=0} = \vec{V}_0, \quad (1)$$

$\vec{R}(t)$ – радиус-вектор ЦМ УО в инерциальной системе координат (СК).

- Кинематическое уравнение (КУ) вращения твердого тела (ТТ) вокруг точки:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{\omega}(t) \times \vec{r}(t); \quad \vec{r}(t)|_{t=0} = \vec{r}_0, \quad (2)$$

$\vec{r}(t)$ – радиус-вектор точки УО, моделируемого ТТ, относительно ЦМ.

- Возможность инерциальными средствами измерить абсолютную угловую скорость $\vec{\omega}(t)$ и кажущееся ускорение $\vec{a}(t)$ – разность абсолютного и гравитационного ускорений:

$$\vec{a}(t) \equiv \ddot{\vec{R}}(t) - \vec{F}(\vec{R}(t), t); \quad \vec{F}(\vec{R}(t), t) = \vec{g}(\vec{R}(t), t) + \vec{G}(\vec{R}(t), t). \quad (3)$$

Гравитационное ускорение $\vec{g}(\vec{R}(t), t)$ обусловлено тяготением Земли,

$\vec{G}(\vec{R}(t), t)$ – совокупностью всех остальных тяготеющих масс.

Задача навигации состоит, как известно, в том, чтобы по измеряемым проекциям абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения (на оси чувствительности гироскопов и акселерометров) проинтегрировать ДУ и КУ, т.е. определить местоположение, скорость и угловую ориентацию УО:

$$\vec{R}(t) = \vec{R}(\vec{F}(\vec{R}(\tau), \tau); \vec{a}(\tau); \vec{R}_0; \vec{V}_0); \quad \vec{V}(t) = \frac{d\vec{R}}{dt}; \quad \vec{r}(t) = \vec{r}(\vec{\omega}(\tau); \vec{r}_0); \quad \tau \in [0, t]. \quad (4)$$

Уравнения трехмерного движения и вращения ТТ вокруг точки известны с середины XVIII века. ^{*1)} Но до создания авиации и ракетной техники [5-8]

^{*1)} После “Начал” Ньютона [1] Эйлер в середине XVIII века создавал методы исследования трехмерных пространственных движений [2]. До Эйлера Кеплер и Ньютон рассматривали движения только в плоскостях трехмерного пространства [1, 3]. Создав формализм описания

практический интерес представляла навигация только на поверхности Земли (мореплавание). История развития инерциальных навигационных систем (ИНС) широко и детально известна [9-37]. Менее известно, что уравнения ошибок ИНС без каких-либо упрощающих предположений малости входных и выходных возмущений были получены только в начале 1980-х годов [38] на этапе исследований особенностей применения лазерных гироскопов (ЛГ) в бесплатформенных ИНС (БИНС) [39-43] (см., например, [44, 45]).^{*2)}

В состав “традиционной конфигурации” автономной БИНС входят три гироскопа, три акселерометра, карта (или модель) гравитационного поля и вычислительное устройство.^{*3)} Вывод ДУ ошибок (ДУО) и КУ ошибок (КУО) БИНС весьма прост – основан на структурной идентичности невозмущенных и возмущенных уравнений движения и допускает наглядную интерпретацию:

1) погрешность определения местоположения характеризуется различием $\Delta\vec{R}(t)$ траекторий действительного $\vec{R}(t)$ и модельного $\vec{R}_*(t)$ движения объекта ($\Delta\vec{R}(t) = \vec{R}_*(t) - \vec{R}(t)$). Оба движения происходят в одном и том же пространстве, но в двух различных полях тяготения: действительном $\vec{f}(\vec{R}(t), t)$ и модельном $\vec{f}_*(\vec{R}(t), t)$ с действительным $\vec{a}(t)$ и модельным $\vec{a}_*(t)$ кажущимися ускорениями соответственно и с различными начальными условиями;

2) погрешность ориентации УО характеризуется вращением вычисленного в БИНС образа инерциального базиса I_* относительно инерциального базиса I .

Для класса БИНС, в которых моделируется только тяготение Земли и пренебрегается тяготение всех иных масс, ДУО и КУО имеют вид:

$$\Delta\ddot{\vec{R}}_I + \vec{g}_{*I}(\vec{R}_I) - \vec{g}_{*I}(\vec{R}_I + \Delta\vec{R}_I) = \vec{f}; \quad \Delta\vec{V}_I = \Delta\dot{\vec{R}}_I; \quad \Delta\vec{R}_I|_{t=0} = \delta\vec{R}_{0I}; \quad \Delta\dot{\vec{R}}_I|_{t=0} = \delta\vec{V}_{0I}; \quad (5.1)$$

$$\vec{f} = (\Delta B^{-1} - I_0)B\vec{a}_E + \Delta B^{-1}B\delta\vec{a}_E + \delta\vec{g}_I(\vec{R}_I) + \delta\vec{G}_I(\vec{R}_I);$$

$$\Delta\dot{B} = -\Omega(B\delta\vec{\omega}_E)\Delta B; \quad \Delta B|_{t=0} = \delta B_0. \quad (5.2)$$

Здесь: $\Delta\vec{R}_I$ и $\Delta\vec{V}_I$ - погрешности определения местоположения и скорости УО; $\vec{R}_I$ - радиус-вектор траектории УО; $\vec{g}_{*I}$ - используемая в алгоритме БИНС модель ускорения земного тяготения; $\vec{g}_I$ - истинное значение этого ускорения; $\delta\vec{g}_I = \vec{g}_{*I} - \vec{g}_I$ - погрешность моделирования ускорения тяготения;

вращений ТТ вокруг одной точки [4, 2], Эйлер совершил “прорыв” из коммутативного двумерного подпространства в некоммутативный трехмерный мир.

^{*2)} Парадоксально, но факт: до этого в теории инерциальной навигации в качестве уравнений ошибок ИНС и БИНС использовались только “уравнения в вариациях” – уравнения первого порядка теории возмущений, (см., например, [17-19, 32, 33]), несмотря на уже известные в гироскопии эффекты второго порядка [12, 16].

^{*3)} Вместо карты гравитационного поля можно использовать гравитационные градиентометры на основе пространственно-разнесенных акселерометров (ПРА). ПРА можно использовать и для измерения угловой скорости вместо гироскопов. Такие схемы ИНС известны и используются в отдельных применениях.

$\delta\bar{G}_I(\bar{R}_I) = \bar{G}_I(\bar{0}) - \bar{G}_I(\bar{R}_I)$ - не учитываемый градиент ускорения тяготения иных масс (за исключением Земли); $\delta\bar{a}_E$ - погрешность трехосного акселерометра; $\delta\bar{\omega}_E$ - погрешность трехосного гироскопа; $\bar{a}_E$ - истинное значение кажущегося ускорения; $\delta\bar{R}_{0I}, \delta\bar{V}_{0I}, \delta B_0$ - погрешности начальных данных (местоположения, скорости и ориентации); $\Delta B = \|(\bar{i}_p \cdot \bar{i}_{*q})\|$ и $B = \|(\bar{i}_p \cdot \bar{e}_q)\|$ - матрицы направляющих косинусов (МНК), характеризующие вращение вычисленного в БИНС образа инерциального базиса $I_* = \{\bar{i}_{*1}, \bar{i}_{*2}, \bar{i}_{*3}\}$ относительно инерциального базиса $I = \{\bar{i}_1, \bar{i}_2, \bar{i}_3\}$ и связанного базиса $E = \{\bar{e}_1, \bar{e}_2, \bar{e}_3\}$ относительно базиса I ; ориентация базиса I определена однозначно начальным положением базиса E : $I \equiv E(t=0)$; $\Omega(\bar{z})$ - антисимметричная матрица третьего порядка: $\Omega_{ij}(\bar{z}) = -e_{ijk}z_k$ (e_{ijk} - символ Леви-Чивиты), $\bar{z} = (z_1 \ z_2 \ z_3)^T$ - матрица-столбец, символ $(\dots)^T$ означает транспонирование, I_0 - единичная матрица третьего порядка; индекс I или E матрицы-столбца $\bar{z}$ указывает в каком базисе заданы компоненты вектора $\bar{z}$; точкой отмечено дифференцирование по времени; аргумент t (время) у всех функций времени для сокращения записи опущен. ДУ (5.1) приведены в квазиинерциальной СК, - базис I помещен в центр Земли.

ДУО и КУО автономных БИНС (5.1), (5.2) точные, т.е. получены без предположений малости входных $\bar{G}_I, \delta\bar{G}_I, \delta\bar{a}_E, \delta\bar{\omega}_E, \delta\bar{R}_{0I}, \delta\bar{V}_{0I}, \delta B_0$ и выходных $(\Delta\bar{R}_I, \Delta\bar{V}_I, \Delta B)$ возмущений и справедливы для произвольной, используемой в алгоритме БИНС, модели $\bar{g}_{*I}$ гравитационного поля Земли и произвольного движения и вращения УО. ^{*4)} Приведем примеры интегрируемости ДУО (5.1):

$$\Delta\ddot{\bar{R}}_I + \nu_s^2(R) \left\{ (R_*/R)^{-3} + \left[(R_*/R)^{-3} - 1 \right] \bar{R}_I \right\} = \bar{f}; \quad R_* \equiv |\bar{R}_*| = [(\bar{R}_I + \Delta\bar{R}_I)^T (\bar{R}_I + \Delta\bar{R}_I)]^{1/2}; \quad (6)$$

$$\Delta\ddot{\bar{R}}_I + \begin{pmatrix} P_1(\bar{R}_I + \Delta\bar{R}_I) & 0 & 0 \\ 0 & P_2(\bar{R}_I + \Delta\bar{R}_I) & 0 \\ 0 & 0 & P_3(\bar{R}_I + \Delta\bar{R}_I) \end{pmatrix} (\bar{R}_I + \Delta\bar{R}_I) - \begin{pmatrix} P_1(\bar{R}_I) & 0 & 0 \\ 0 & P_2(\bar{R}_I) & 0 \\ 0 & 0 & P_3(\bar{R}_I) \end{pmatrix} \bar{R}_I = \bar{f}. \quad (7)$$

Здесь: ДУО (6) соответствуют центрально-симметричной модели поля тяготения: $\bar{g}_{*I}(\bar{R}_I) = -\nu_s^2(R)\bar{R}_I$; $\nu_s^2(R) = g(R)/R$; $R = (\bar{R}_I^T \bar{R}_I)^{1/2}$; (Земля - однородный шар, $\nu_s(R)$ - частота Шулера), ДУО (7) соответствует модели однородных трехпараметрических тяготеющих эллипсоидов [46]

$$P_i(\bar{R}_I) \equiv 2\pi\rho\gamma \int_{\chi}^{\infty} (c_i^2 + s)^{-1} c_1 c_2 c_3 \left[\left(1 + \frac{s}{c_1^2}\right) \left(1 + \frac{s}{c_2^2}\right) \left(1 + \frac{s}{c_3^2}\right) \right]^{-1/2} ds, \quad (8)$$

где ρ - средняя плотность эллипсоида с полуосями c_i , $i=1,2,3$, γ - гравитационная постоянная, χ - положительный корень уравнения

$$\frac{x_1^2}{c_1^2 + \chi} + \frac{x_2^2}{c_2^2 + \chi} + \frac{x_3^2}{c_3^2 + \chi} = 1; \quad \bar{R}_I = (x_1 \ x_2 \ x_3)^T. \quad (9)$$

^{*4)} Неактуальные для современной практической навигации релятивистские эффекты не учитываются в (5.1).

На основании ДУО (6), (7) автономных БИНС получим ДУО некоторых типов корректируемых БИНС.

Рассмотрим, например, дополнительную информацию о высоте УО. При использовании информации о модуле R_* для формирования $\bar{g}_{*I}(\bar{R}_{*I})$ ДУО (6) принимает вид линейного уравнения для произвольного движения УО:

$$\Delta \ddot{\bar{R}}_I + \nu_s^2(R)(1 + \delta h/R)^{-3} \Delta \bar{R} = \bar{f} + \nu_s^2(R)[1 - (1 + \delta h/R)^{-3}] \bar{R}_I, \quad (10)$$

$R_*(t) = R(t) + \delta h(t)$; $\delta h(t)$ - погрешность альтиметра (высотомера).

В случае произвольного движения по сфере постоянного радиуса R_0 в алгоритме БИНС вместо информации от высотомера может использоваться априорная связь $R_* = R + \delta R_0$, где δR_0 - погрешность определения R_0 . ДУО (6) принимает вид линейного уравнения с постоянными коэффициентами:

$$\Delta \ddot{\bar{R}}_I + \nu_s^2(R_0)(1 + \delta R_0/R)^{-3} \Delta \bar{R} = \bar{f} + \nu_s^2(R_0)[1 - (1 + \delta R_0/R)^{-3}] \bar{R}_I. \quad (11)$$

При произвольном движении УО по сфере радиуса R_0 ДУО (11) (и ДУО (10) при идеальном альтиметре: $\delta h = const$) допускают аналитическое решение:

$$\Delta \bar{R}_I(t) = \delta \bar{R}_{0I} \cos(\nu_s t) + \frac{1}{\nu_s} \delta \bar{V}_{0I} \sin(\nu_s t) + \frac{1}{\nu_s} \int_0^t \sin(\nu_s(t - \tau)) \bar{f}(\tau) d\tau; \quad \nu_s = \nu_s(R_0). \quad (12)$$

Аналогично для ДУО (7). Зависимость функций $P_i \mathbf{G}_I + \Delta \bar{R}_I \mathbf{I}$ от времени проявляется через скалярный параметр χ . Если этот параметр определяется на основании дополнительной (внешней) информации, ДУО (7) – линейное относительно $\Delta \bar{R}_I$. При движении по поверхностям эллипсоидов $\chi = \chi_0 = const$ в БИНС для формирования $\bar{g}_{*I} \mathbf{G}_I$ можно использовать априорную связь:

$$\frac{x_{*1}^2}{c_1^2 + \chi_0} + \frac{x_{*2}^2}{c_2^2 + \chi_0} + \frac{x_{*3}^2}{c_3^2 + \chi_0} = 1; \quad \bar{R}_{*I} = \mathbf{b}_{*1, x_{*2}, x_{*3}} \mathbf{g}; \quad \chi_0 = const \quad (13)$$

и ДУО (7) интегрируется для произвольного движения по поверхностям (13):

$$\Delta \bar{R}_I(t) = \delta \bar{R}_{0I} \circ \begin{pmatrix} \cos(\nu_1 t) \\ \cos(\nu_2 t) \\ \cos(\nu_3 t) \end{pmatrix} + \delta \bar{V}_{0I} \circ \begin{pmatrix} \nu_1^{-1} \sin(\nu_1 t) \\ \nu_2^{-1} \sin(\nu_2 t) \\ \nu_3^{-1} \sin(\nu_3 t) \end{pmatrix} + \int_0^t \bar{f}(\tau) \circ \begin{pmatrix} \nu_1^{-1} \sin \nu_1(t - \tau) \\ \nu_2^{-1} \sin \nu_2(t - \tau) \\ \nu_3^{-1} \sin \nu_3(t - \tau) \end{pmatrix} d\tau. \quad (14)$$

Здесь $\nu_i^2 = P_i \mathbf{G}_I \mathbf{b}_{\chi_0} \mathbf{g}$, ν_i – трехмерное обобщение частоты Шулера, $i=1,2,3$ и введено обозначение:

$$\bar{z} \circ (a \ b \ c)^T = (z_1 a \ z_2 b \ z_3 c)^T. \quad (15)$$

Решение КУО (5.2) для произвольного вращения представим равномерно и абсолютно сходящимся рядом последовательных приближений (РПП):

$$\Delta B = \sum_{n=0}^{\infty} \mu^n \Delta B_n; \quad \Delta B_0 = \mathbf{I}_0; \quad \Delta B_{n+1} = \int_0^t \Omega(\Delta \bar{\omega}_I(\tau)) \Delta B_n(\tau) d\tau; \quad \Delta \bar{\omega}_I(t) = -B(t) \delta \bar{\omega}_E(t), \quad (16)$$

"малый" параметр ($\mu=1$) введен для удобства построения теории возмущений.

Модели ошибок (МО) трехосных лазерных гироскопов (ТЛГ) и трехосных волоконно-оптических гироскопов (ТВОГ) содержат аддитивные $\bar{q}$, линейные $M \cdot \bar{\omega}_E$ и нелинейные $\bar{n}(\bar{\omega}_E)$ по угловой скорости составляющие:

$$\delta \bar{\omega}_E(t) = \sum_{q=1}^{N_q} \bar{q}_E(t, \zeta_q) + \sum_{m=1}^{N_m} M(t, \zeta_m) \bar{\omega}_E(t) + \sum_{n=1}^{N_n} \bar{n}_E(t, \bar{\omega}_E(t), \zeta_n). \quad (17)$$

Индексы q, m, n , по которым проводится суммирование в (17), нумеруют процессы $\zeta_q(t)$, $\zeta_m(t)$, $\zeta_n(t)$, влияющие на соответствующие составляющие МО (17), зависящие от внутренних и от внешних, в т.ч. случайных возмущений.

Закономерности влияния погрешностей и шумов различных типов (17) на точность ориентации БИНС детально исследованы [39-45, 47, 48]. Оценим влияние аддитивных белых шумов ТЛГ и ТВОГ на точность определения местоположения. В частном случае белых шумов КУО (5.2) интегрируются “в среднем” в общем случае произвольного вращения УО.

Квантовые шумы ТЛГ и ТВОГ, обусловленные спонтанным излучением и шумами фотоприемников, моделируются гауссовым белым шумом:

$$\delta \bar{\omega}_E(t) = \bar{\xi}(t); \quad \langle \bar{\xi}(t) \rangle = \bar{0}; \quad \langle \bar{\xi}_i(t_1) \bar{\xi}_j(t_2) \rangle = D \delta_{ij} \delta(t_1 - t_2), \quad (18)$$

где символ $\langle \dots \rangle$ - усреднение по ансамблю, $\delta(t_i - t_j)$ - дельта-функция Дирака, δ_{ij} - символ Кронекера, $i, j = 1, 2, 3$, D - коэффициент диффузии.

Независимость ошибки ориентации БИНС от вида вращения УО для источника возмущения (18) имеет место для произвольного вращения УО и в произвольном порядке теории возмущений, что следует из “расщепления корреляций” моментов четного порядка (для гауссовых процессов) на произведения моментов второго порядка, например для IV порядка:

$$\begin{aligned} \langle \bar{\xi}_m(t_1) \bar{\xi}_n(t_2) \bar{\xi}_p(t_3) \bar{\xi}_q(t_4) \rangle &= \langle \bar{\xi}_m(t_1) \bar{\xi}_n(t_2) \rangle \langle \bar{\xi}_p(t_3) \bar{\xi}_q(t_4) \rangle + \\ &+ \langle \bar{\xi}_m(t_1) \bar{\xi}_p(t_3) \rangle \langle \bar{\xi}_n(t_2) \bar{\xi}_q(t_4) \rangle + \langle \bar{\xi}_m(t_1) \bar{\xi}_q(t_4) \rangle \langle \bar{\xi}_n(t_2) \bar{\xi}_p(t_3) \rangle \end{aligned} \quad (19)$$

и равенства

$$\langle \Omega(B(t_1) \delta \bar{\omega}_E(t_1)) \Omega(B(t_2) \delta \bar{\omega}_E(t_2)) \rangle = \langle \Omega(\delta \bar{\omega}_E(t_1)) \Omega(\delta \bar{\omega}_E(t_2)) \rangle, \quad (20)$$

справедливого в случае (18) для произвольного вращения УО в $\mathcal{U}$.

Учитывая

$$\int_0^t dt_1 \int_0^{t_1} dt_2 \delta(t_1 - t_2) \dots \int_0^{t_{n-2}} dt_{n-1} \int_0^{t_{n-1}} dt_n \delta(t_{n-1} - t_n) = \frac{(t/2)^{n/2}}{(n/2)!}, \quad (21)$$

усредняя и суммируя РПП (16), получаем точное аналитическое решение

$$\langle \Delta B \rangle = \langle \Delta B^{-1} \rangle = e^{-Dt} I_0, \quad (22)$$

для произвольного вращения УО в $\mathcal{U}$.

Парциальный вклад ошибок ТЛГ или ТВОГ (18) в ошибку определения местоположения оценим на основании решения ДУО (12):

$$\bar{p}(t) = \frac{1}{v_s} \int_0^t \sin(v_s(t-\tau)) [\Delta B^{-1}(\tau) - I_0] \left\{ \ddot{\bar{R}}_I(\tau) - \bar{g}_I(\bar{R}_I(\tau)) \right\} d\tau. \quad (23)$$

Интеграл (23) пропорционален перегрузке (обращается в нуль при движении с кажущимся ускорением равным нулю). Рассмотрим траекторию УО $\dot{\bar{R}}_I(t) = \bar{0}$, при которой перегрузка равна единице:

$$\bar{p}(t) = \frac{1}{v_s} \int_0^t \sin(v_s(t-\tau)) [I_0 - \Delta B^{-1}(\tau)] \bar{g}_I d\tau. \quad (24)$$

$$(\langle \bar{p}^T(t) \rangle \langle \bar{p}(t) \rangle)^{1/2} = R_0 (1 + \frac{D^2}{v_s^2})^{-1} [1 - e^{-Dt} - \frac{D}{v_s} \sin v_s t + \frac{D^2}{v_s^2} (1 - \cos v_s t)]. \quad (25)$$

При выполняемых на практике неравенствах $D/v_s \ll 1$, $Dt \ll 1$

$$(\langle \bar{p}^T(t) \rangle \langle \bar{p}(t) \rangle)^{1/2} \cong R_0 (Dt - \frac{D}{v_s} \sin v_s t); \quad \langle \bar{p}^T(t) \bar{p}(t) \rangle \cong R_0^2 [2Dt - \frac{D}{v_s} (4 \sin v_s t - \frac{1}{2} \sin 2v_s t)] \quad (26)$$

вклад (24) в дисперсию ошибки определения местоположения принимает вид

$$\sigma_p^2 = \langle \bar{p}^T(t) \bar{p}(t) \rangle - \langle \bar{p}^T(t) \rangle \langle \bar{p}(t) \rangle \cong \begin{cases} \frac{R_0^2 D^2 t^2}{2} & Dt \ll 1 \\ \frac{R_0^2 D^2}{3v_s^2} & Dt \ll 1 \ll vt \end{cases} \quad (27)$$

Для ЛГ с периметром резонатора 28 см $D^{1/2} = (3 \div 4) 10^{-4}$ град/час^{1/2} [49-51], что соответствует предельно достижимой точности БИНС (55-75) м за час полета при движении с перегрузками порядка единицы [45, 52, 53]. Точность (0,1 ÷ 0,2) миля/час (1σ) была достигнута в 1980-х годах в БИНС на ЛГ LN-94R фирмы Litton [54]. Для современных ВОГ при значениях $D^{1/2} = 5 \cdot 10^{-5}$ град/час^{1/2} [55] предельно достижимая точность БИНС составляет 10 м (1σ) за час полета при движении УО с перегрузками порядка единицы.

Литература

1. *Newton I.* Philosophiae Naturalis Principia Mathematica. – 1687.
2. *Euler L.* Opera Omnia. – <http://www.leonhard-euler.ch>.
3. *Гинзбург В.Л.* К трехсотлетию “Математических начал натуральной философии” Исаака Ньютона. – УФН. – 1987. – Т. 151. – Вып. 1. – С. 119-141.
4. *Euler L.* [Découverte d'un nouveau principe de mécanique](#)//Mem.Acad. Sc. Berlin. – 1752. – V. 6. – P. 185-217.
5. *Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Т. 1. От самолетов до ракет. – М.: РТСофт, 2006. – 364 с.
6. *Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Т. 2. Подлипки - Капустин Яр - Тюратам. – М.: РТСофт, 2006. – 656 с.

OPTIMIZATION OF THE GEOMETRICAL POSITION OF THE WING SLOTTED FLAP IN RESPECT TO THE MAIN AIRFOIL

Robert Placek, Msc Eng.
Institute of Aviation
Warsaw, Poland
robert.placek@ilot.edu.pl

Abstract

Many different types of slotted flaps have been used and have various structure design. However, their efficiency depends on proper geometrical gap shape between the main part of airfoil and the flap. It is important to find an optimal location area for the flap behind the main airfoil at various deflection of the flap for many points of view (for example: landing position for the highest maximum lift coefficient CL , at maximum CL/CD , “green aviation” reasons and others). This paper also contains an exemplary investigation for obtaining optimum geometrical location for the flap based on Warsaw IoA's research.

Introduction

Since years flaps have been developed in order to improve the aerodynamic characteristic of high lift systems. Especially slotted flaps derive significant increases of forces, so this is most common. Some research concern with flap's position influence on the aerodynamic characteristic have been investigated also in Institute of Aviation in Warsaw (Poland). The purpose of the present paper is to describe the influence of positions of a slotted flap's deflection for aerodynamic characteristic and to suggest a tendency at finding an optimal deflected flap position for further research.

SYMBOLS

The force and moments data have been referred to the .25c location on the flap-nested airfoil. The symbols used in the present report are defined as follows:

- C – Airfoil reference chord (flap nested)
- CD – Airfoil section drag coefficient
- C_f – Flap chord
- CL – Airfoil section lift coefficient
- C_M – Airfoil section pitching moment coefficient with respect to the .25c location
- α - Angle of attack, degrees
- Δ - Increment
- δ_f – Deflection of flap from nested position, degrees

Slotted flap devices

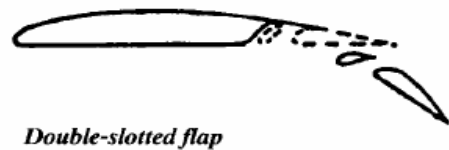
The purpose of flaps (high lift devices) is to increase the maximum lift coefficient CL_{max} of the airplane and to reduce take-off and landing speed. CL_{MAX} increase simultaneously at not significant ΔC_D value and high C_L/C_D is obtained due to the flap. There is also a possibility to increase drag coefficient C_D when it is necessary (ref. 2, 3, 6).

There are many combinations of slotted flaps available for use on airplane. Some of these are shown on (Figure 1) with signed different types of trailing edges. Flap applied to the wing section is usually 25%-35% of the wing chord ratio (ref. 3).



Table 1. Effectiveness of flaps-comparison.

(Ref. 2)



High lift devices	$\Delta CL / CL_{max} * 100$
Plain Flap	65-75
Single slotted Flap	85-95
Fowler flap	110-130
Double slotted Flap	130-150

Figure 1. Typical configurations of slotted flap's trailing edges. (Ref. 1)

Slotted flaps provide one or more slots (double- ; triple- slotted flaps) between the main part of the wing section and the deflected flaps. The slot duct high energy air from the lower surface to upper surface and direct this air causing delay flow separation over the flap by improving boundary layer (ref. 1). Effectiveness of the typical single-slotted flap is usually rises in range up to 40 degrees of angle deflection. The typical advantage of flaps by increment of lift coefficient CL_{max} is shown in Table 1 and (Figure 2).

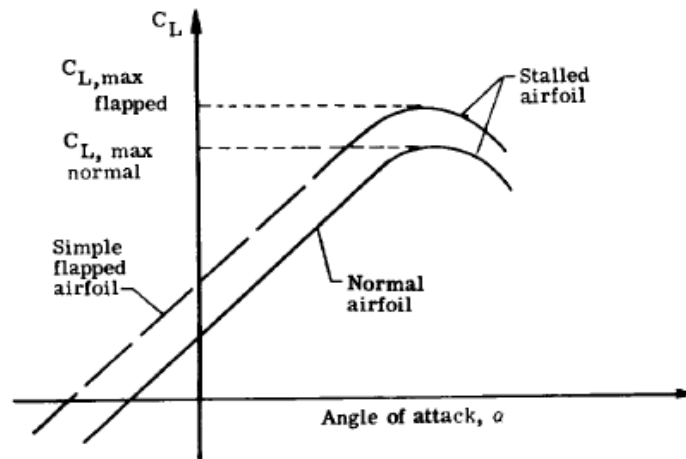


Figure 2. Flap aerodynamic effect. (Ref. 6)

Slotted flap deflection

The lift data show relatively good agreement between ΔC_L and $C_{L_{MAX}}$ at modest flap deflection angle. For increase of the flap deflections there is a tendency to increase flap efficiency. Figure 3 shows effect of slotted flap deflection with fixed axis of rotation (ref. 9). As mentioned earlier, effectiveness of the typical single-slotted flap is usually rises in range up to 40 degrees of angle deflection (ref.7,8). Further increase of deflection angle proceeding that the slotted flap provide smaller values of the ΔC_L , whereas the increase of drag coefficient ΔC_D and the increase of pitching moment coefficient ΔC_M becomes more gradually rising. For high angle of deflection separation is more significant and the loss of lift is observed.

Optimal slotted flap settings

Increasing of flap deflection provide more significant extra lift forces. However, flap's efficiency depends on the airfoil shape and flap geometry, and also gap geometry between main part of airfoil and the flap. For every flap deflection angle there is an optimal flap setting in respect to main airfoil to maximize $C_{L_{MAX}}$ lift coefficient.

Figure 4 and 5 show optimal flap settings for NACA 2415 airfoil at 10° and 40° angle of deflection at the Reynolds number of 1.14×10^6 . These results have been obtained in Institute of Aviation in wind tunnel of 1.5 m diameter (ref. 10). Reference point is typically chosen and so in mentioned investigation fixed at the main airfoil trailing edge (Figure 6). Coordinates indicates a nose point of flap and are given in % C (chord ratio). Wind tunnel practice has shown, that for high angle of flap deflection (about $\delta_f > 40$ degrees) flap becomes very sensitive on montage accuracy, especially in Y coordinate, whereas X coordinate allows for greater tolerance of flap movement (ref. 4,5,8,9,10,11). When nose point of flap is out of maximum $C_{L_{MAX}}$ area for fixed deflection, flap efficiency drops rapidly. This disadvantage is more powerful at high deflection angles.

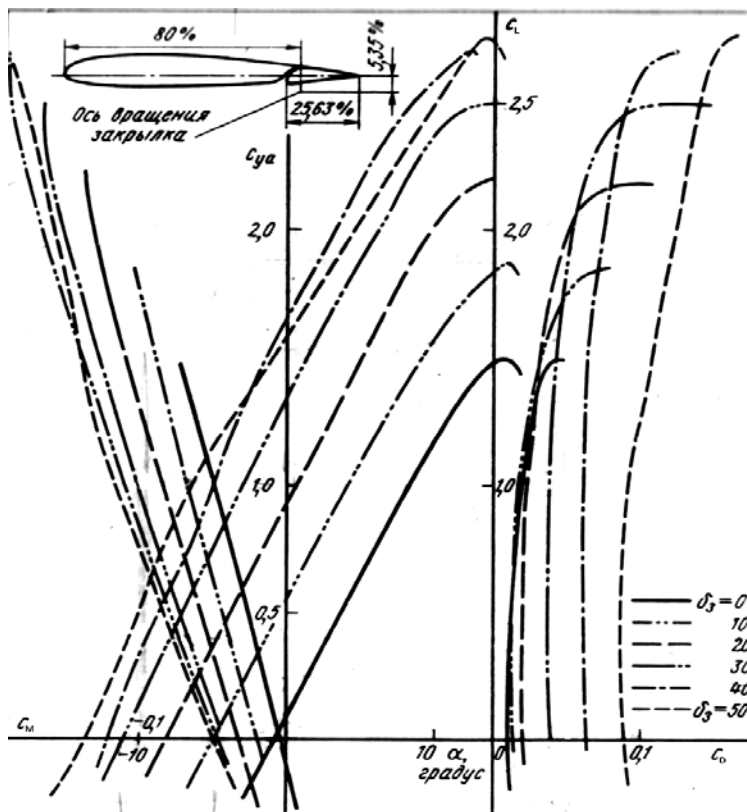


Figure 3. The effect of slotted Flap deflection with fixed axis of rotation on aerodynamic characteristic for NACA 23012 airfoil. (Ref. 9)

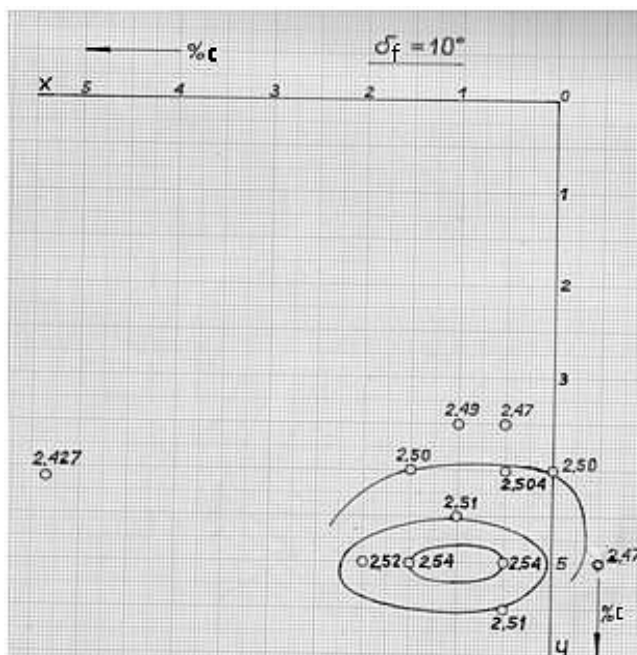


Figure 4. Optimum Flap setting for $\delta_f=10^\circ$. (Ref. 10)

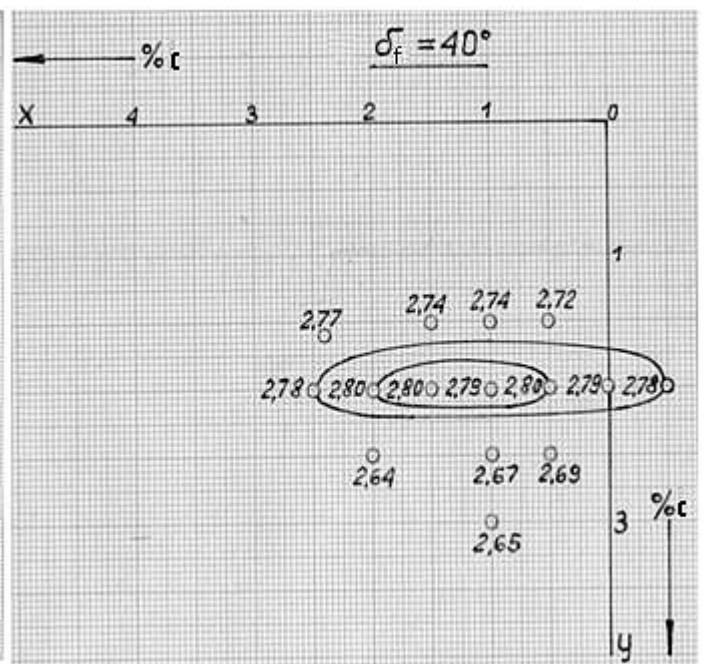


Figure 5. Optimum

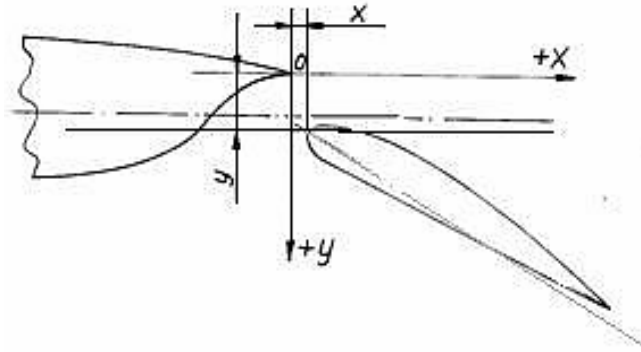


Figure 6. Reference system for flap deflection. (Ref. 10)

The optimum of slotted flap settings estimated by many wind tunnel tests show quite similar tendency for different airfoils setting (ref. 7,8,10,11). The flap effectiveness plot (figure 7) for the 28,15% NACA 2415 airfoil's flap indicates higher increments in CL_{MAX} than in non optimal position.

Results

The optimal flap nose trajectory movement due to deflection angle are present in Figure 8 and 9. In specified area there are maximum lift forces for a flap (+/- 0.01 ΔCL). X coordinate has a irregular movement character versus flap deflection in this examples, whereas Y coordinate indicates established drop movement change tendency.

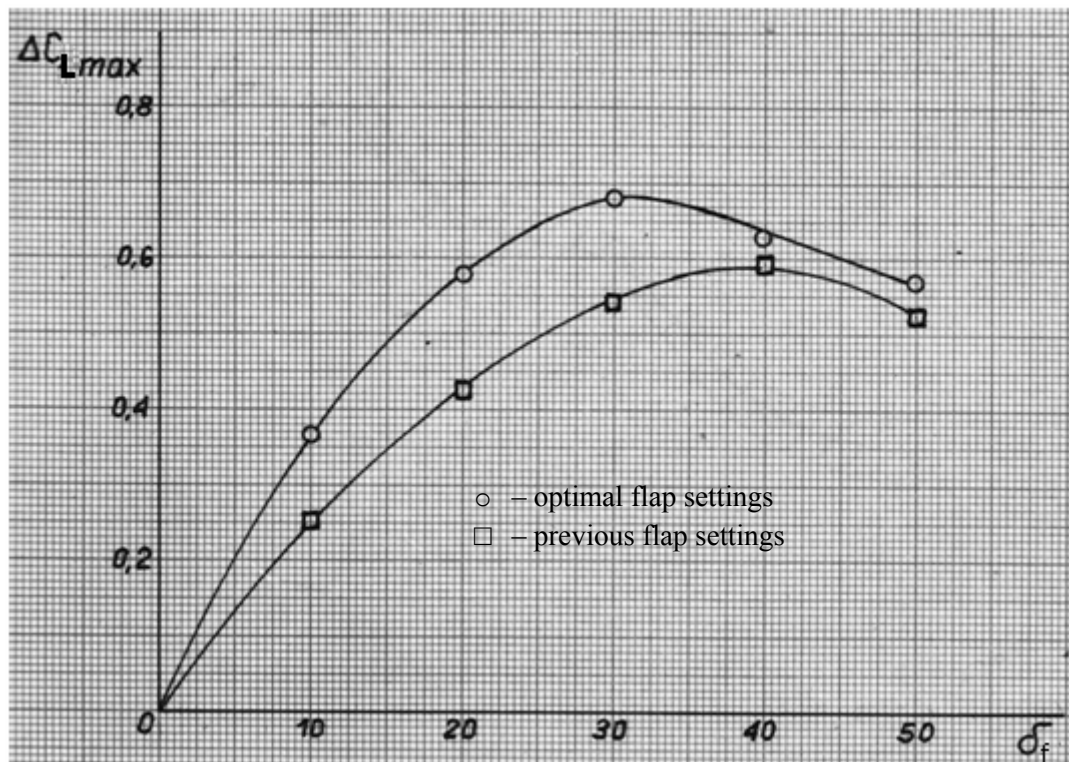


Figure 7. Slotted flap effectiveness for NACA 2415 airfoil. (Ref. 10)

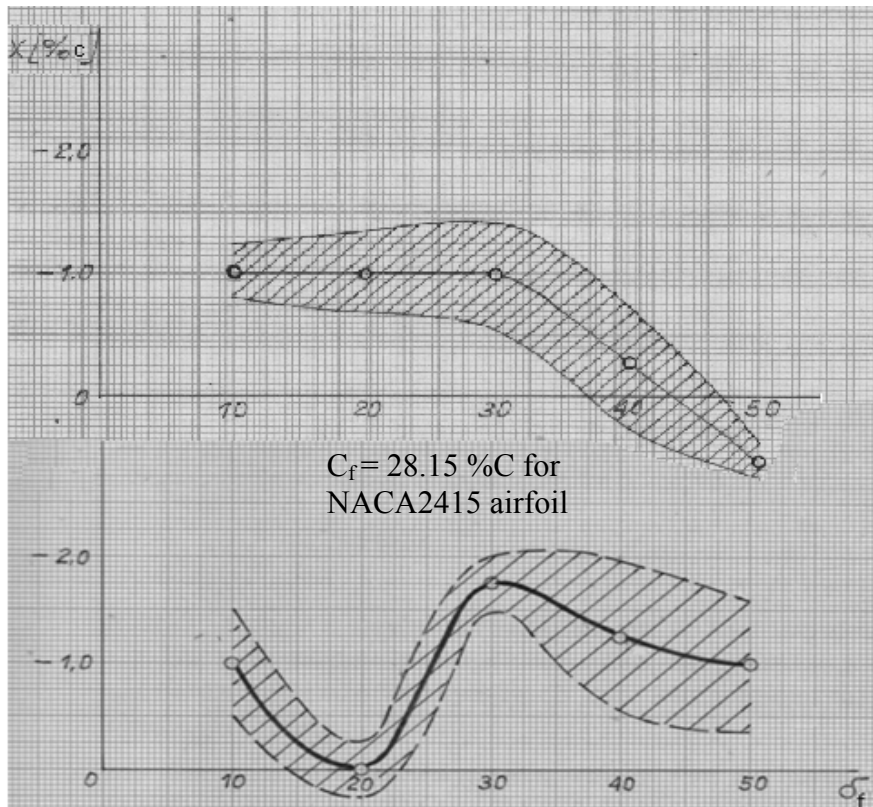


Figure 8. X optimal coordinate range due to deflection angle. (Ref. 10, 11)

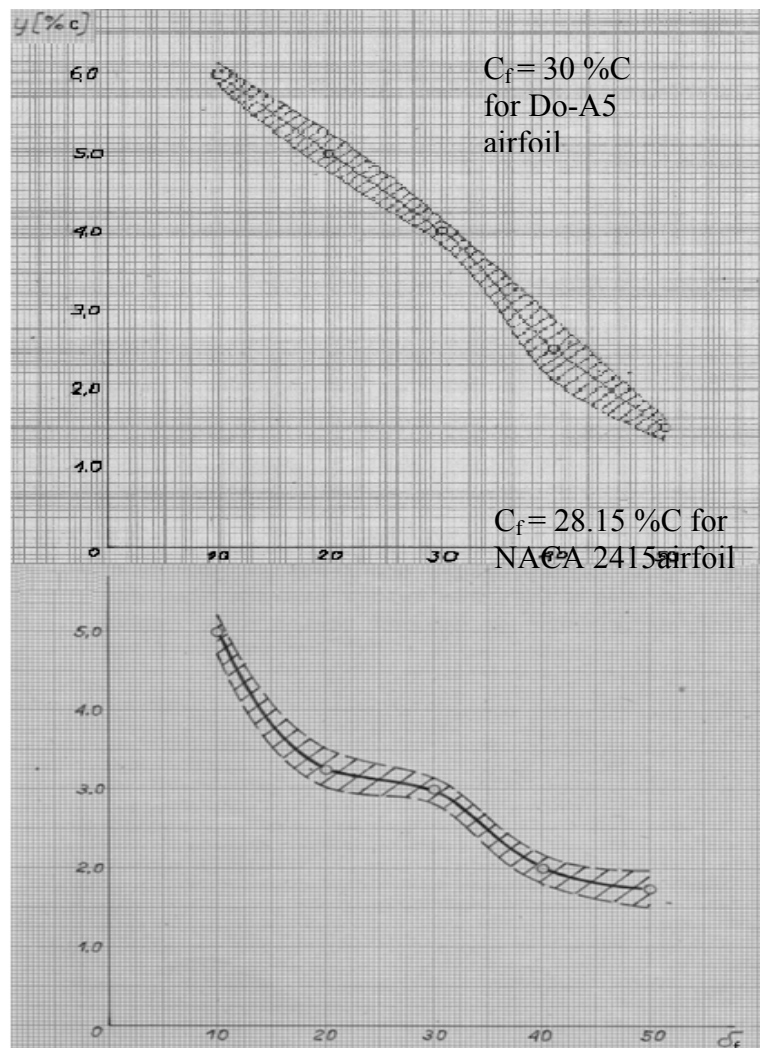


Figure 9. Y optimal coordinate range due to deflection angle. (Ref. 10, 11)

CONCLUSIONS

- Performance of slotted flaps applied to low speed airfoil is comparable to similar

in specified reference system, autonomously from flaps profile type and %C ratio. Optimal flap settings have similar character to different airfoils..

- Gradient of CL_{MAX} value for flap setting along X coordinate is smaller than for Y coordinate.
- Flap effectiveness becomes very sensitive on montage accuracy, especially in Y coordinate, whereas X coordinate allow for greater flap tolerance movement.
- Flap setting optimization allows to gain high flap effectiveness range and on this ground fix or movable flap kinematics could be elaborating.

REFERENCES

1. *Michael Chun-Yung Niu* : Airframe Structural Design . Lockheed Aeronautical Systems Company Burbank, 1988.
2. *Cymerkiewicz R.* : Airplane design. PCC, 1976. (in Polish)
3. *Roskam J., and Lan Ch-T.* : Airplane Aerodynamics and Performance: Chapter 3:Airfoil Theory. NASA, 1995.
4. *Wentz W.H., Jr.* : Development of High Lift Flaps and Control Surfaces for New General Aviation Airfoils. NASA CP 2046, March 1978.
5. *Wentz W.H., Jr ; and Fiscko, K.A.* : Wind Tunnel Force and Pressure Test of a 21% Thick General Aviation Airfoil With 20% Aileron, 25% Slotted Flap and 10% Slot-Lip Spoiler. NASA CR-3081, June 1979.
6. *Talay T.* : Introduction To the Aerodynamics of Flight. NASA SP-367, 1975.

LASER GYROSCOPIC TRANSDUCERS OF ROTARY MOTION PARAMETERS ACTUAL STATE AND DIRECTION OF DEVELOPMENT

Zygmunt Lech Warsza

Polish Metrological Society

Abstract. Principles of operation and existing types of laser optical interferometer gyroscopic sensors are presented. They measure rotation motion parameters without moving parts in light beam paths. Active and passive ring type laser gyroscopes RLG and fiberoptic FOG open and closed by feedback circuit interferometer and resonance gyroscopes are described. Advantages and limitations of single-laser source two-beam interferometer versions are discussed and main conclusions are formulated. In addition to the presentation of actual stage of technology and directions of developing interferometer gyroscopic sensors shortly is mentioned also original idea of applying in gyroscopes two non-coherent laser sources proposed by two Polish inventors and opened for discussion before its experimental verification. References are included.

Key words: interferometer, laser gyroscope, fiber optic gyroscope, sensor of angular velocity

Introduction

Among others, optical interferometer transducers are applied in air, sea and land navigation, in precise measurements of geometric quantities in engine industry and electrotechnics [1], in research of optical properties of materials, in nano-metrology and image recognitions [2]. In the last decades it is worked out one-laser two-beams gyroscopes RLG (gyroscopes Ring Laser Gyroscopes), and as next fiber-optic light guide gyroscope FOG (Fiber-Optic Gyroscopes) used for measurements of directions in space and the rotation angle [3].

Principle of operation of optical gyroscopes is corresponded to classical Sagniac interferometer (1910), but they are fabricated with utilization of newest technological capability of optics and electronics. Action of these transducers is based on constancy of light velocity in a homogeneous light guide and its independency on speed of source and detector. These optical gauges have not movable parts. The round-trip beam path must be precisely equal in length to an integral number of wavelengths at the resonant frequency. Thus, the wavelengths of the two counter rotating beams must change when rotation occurs. Signal of output detector depends on differences of phases $\Delta\varphi$ between the two beams equal to the resulting frequency difference Δf , given as [3]:

$$\Delta f = 4A (\omega_r - \omega_{r0}) / P\lambda \quad (1)$$

Where: A is the area inside the closed-loop beam path, $\lambda=c/f$ is the wavelength of the light beam. and P is the perimeter of the beam path. Difference Δf is proportional to the change of angular speed of the device ω_r from ω_{r0} (usually $\omega_{r0} = 0$).

Increasing of rotation angle α is received from this signal by its integration, for obtain acceleration this signal has to be differentiated.

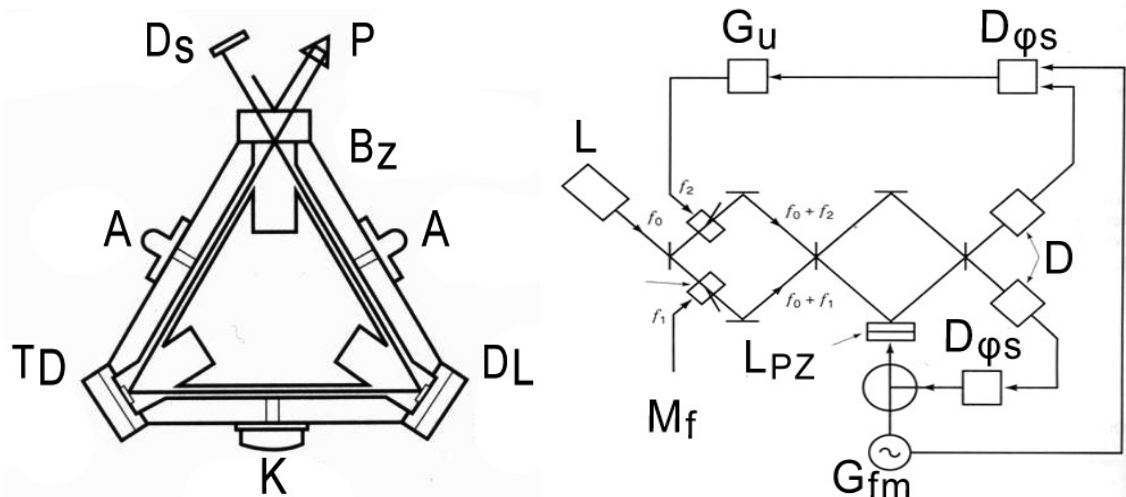
For single-axis gyros, the closed-loop path is most often formed by aligning three highly reflective mirrors to create a triangular path¹ as shown on Fig 1a. The mirrors are usually mounted on a monolithic glass-ceramic block with machined ports for the cavity bores and holes.

Difference of phase $\Delta\phi$ is measured by different optoelectronic modes. In general case, gyroscope transducers are design with continuous laser sources. It is considered prototypes with pulse sources too. Transducers are produced for measurement the parameters of rotation in one, two and three axes. Navigation system based on them is used to marine, land and aerial steering for military and civil purposes. These transducers are already available as inexpensive units integrated with electronics for research of parameter of car riding and for their navigation systems with cooperating network satellite GPS, for industrial robots, for different destination of platform stabilization and lastly for processed single conveyers of one-pivotal types Segway. Capabilities of these converters are huge, but their operation is commonly not known enough.

Systems of Optoelectronic Gyroscopic Transducers of Saniac Type

Ring Laser Gyroscopes

On fig 1 two basic solutions of laser transducers RLG are presented [3] .



¹ System is similar to Macek's early prototype use now four mirrors to create a square path.

Fig.1a A triangular configuration for a single-axis RLG employing dual anodes and three highly reflective mirrors. [3, 4]: A – anode, K – cathode, P – corner prism, D_S – signal detector, B_Z – Zerodur glass block, D_L – length control detector and T_D – length control transducer

Fig.1b Block diagram of passive cavity ring-laser gyro. The laser source is external to the ring cavity, providing a solution to the lock-in problem of small frequencies. [3]: L – laser, G_U – voltage controlled oscillator, Dφ_S – phase sensitive detector /servo, D – detectors, L_{PZ} – piezoelectric drive mirror, M_{f1} – frequency shifter and fixed frequency f_1 driver, G_{fm} – oscillator f_m .

Active ARLG and passive PRLG are considered. Principles of building of sensor of rotary speed in the form two-way radiating laser are considered, in ideal form ring not included movable part was proposed by Schultz-Du Bois in 1966. Next solution of Macek was appeared with triangles (fig. 1a). In channel closed inside of block from special ceramic glass or silicon, due to almost lossless in tops of triangles (1%) reflection enlightened, two clusters by laser in opposite directions illuminating fabricate He-Ne. They create stationary image at proper selection of wave-length. Image of interference is changed in area of detection, because phase is dependent on value and expression of rotation speed. Difference of phase is corresponded to difference of bundle frequency Δf that appears on photodetector.

At velocities much smaller than light velocity c measurements are not relativistic and Δf depends on increment of angle velocity $\Delta\omega_r$ linearly:

$$\Delta f = \frac{4Af}{ncL} \Delta\omega_r \quad (2)$$

Where : A – area encircled by light beams,
 L – length of the optical beam way,
 λ – the wavelength of the light beam,
 c – the light velocity in vacuum,
 f – frequency of coherent light source,
 n – refraction index of optical way to vacuum (for air about 1).

The basic signal is Δf value. That makes possible to measure changes of angle speed $\Delta\omega_r$. Beams are driven to photodetector of interferometer **D_s** and difference Δf it is measured in electronic system.

Beside such advantages as compact construction without movable parts and reliability, weakness of this solution is that at small rotary velocities there is *frequency lock in*. Both beams are synchronized on intermediate frequency. Method of this disadvantage elimination is designed in 1970 based on piezoelectric effect (mechanic dithering, typically: ± 100 arcsec, 400Hz). Besides, random drift increases as function of time according to a square power. After implementing vibrations is: dead zone $< 0,002$ °/h and drift $(0,001 - 0,003)$ °/h^{1/2}. It is sufficed for many applications. In 1980 there is beginning of applying general gyroscopes of their mechanical. Other methods

of exception of dead zones are: application of it passive resonator [3] and pulse laser [5]. Besides, limitation of the signal amplification is involved by quantization noise. In passive optical gyroscopic (PRLG) a laser is brought over from outside to the circular optical gauge. On fig 1b. there is scheme of gyroscope working in the open-loop mode (cascade structure) with the exception of the dead zone through piezoelectric excitation of vibrations of one of mirrors. This construction is of large dimensions of volume and also has a bit to high level of the initial range limitations taking into account quantization noise (*photon shot noise level*) [3].

Both types of RLG gyroscopes are too expensive, required execution of high precision and clearness of productive environment, stability of optical gauge and construction, necessity of stabilization of laser current and application of the mechanical *dithering* system.

Fiber Optic Light Guide Gyroscopes Transducers

Gyroscope transducers FOG type (Fiber Optic Gyroscopes) also use the Saniac interferometer principle. They measure the change of rotary velocity as well with a bit less accuracy, but they are considerably more easy for manufacturing than previous. In those systems light waves guide is used in form of spool, which replaces the single ring type laser initially offered by Schultz-DuBois and developed later on. The single beam from a laser source is here divided for two parts running through this light guide in opposite directions. The source of light could be of low coherency as a super-luminescent diode. The system is sensitive to basic light mod of the source beam.

The light guide glass fiber must be one-mode waveguide and also of the retaining light beam polarization type because light rays of different polarizations have different velocities. On the contrary, two beams running about vice versa, inspects their interference. The phases difference is dependent upon the change of angular velocity. It appears double, i.e. an interference method in IFOG, operating in the opened or closed mode and also by a resonance method in RFOG [3].

Light guide interference transducer of gyroscope IFOG with open-loop mode

In the transducers of IFOG the increment of phase of $\Delta\varphi$ in offense of strips is related to the change of angular velocity $\Delta\omega_r$ according to dependence:

$$\Delta\varphi = \frac{LDn}{\lambda c} \Delta\omega_r \quad (3)$$

where: L and D – is the length of optical fiber and the diameter of its loop, λ and c – the wavelength and velocity of light in vacuum, n – refraction index of fiber optic material.

The stability of the scale factor relating the phase shift to rotational rate is dependent on the stability of L , D , and λ . Typically, an IFOG operates over $\pm\pi/2$ phase shift with a theoretical sensitivity of $1\ \mu\text{rad}$ or less.). Increasing L in (3) by the use of multiple turns of fiber enhances resolution by multiplying the change in the path length due to the Sagnac effect by a factor N equal to the integer number

of turns. The optimal length is of the order of several kilometers, after which the fiber attenuation (typically 1 dB/km) begins to degrade the instrument performance.

Limitation of accuracy is not related with optics but mainly with noise of the electronic systems and fiber length L and its coil diameter D . As typical used are wavelengths 860, 1330 and 1550 nm. More short waves create a signal of greater frequency.

Typical configuration of opened system is on fig 2. A single beam of light is split, with the two parts propagating in opposite directions through the optical fiber coil. After demodulation, an analog output is produced which is proportional to the rate of rotation.

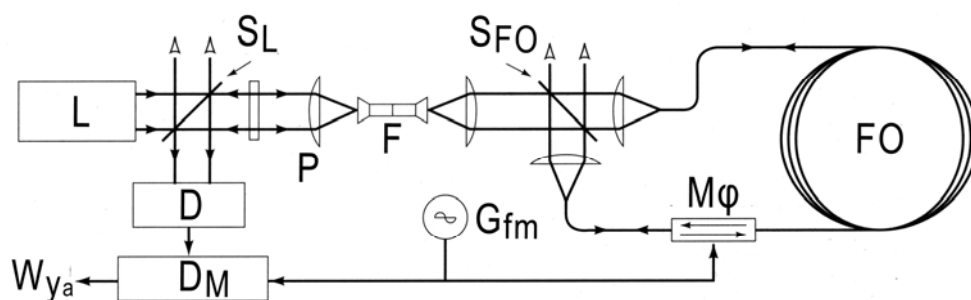


Fig.2 Simplified block diagram of an open-loop IFOG of analogue output [3].

L – light source, S_L – source light splitter, P – polarizer, F – filter, S_{FO} – coil splitter, FO – fiber coil, M_ϕ – phase modulator, G_{fm} – electronic generator, D_M – demodulator. W_{ya} – analogue output.

It includes laser diode as source of light with direction coupler to detector, polarizer, coil directional coupler and optical fiber ring (Sagniac guide of light). The first coupler serves for the isolation of optical source and detector. Inverse signal bypasses laser and it is received by photodetector. To distinguish direction, the additional permanent phase shift of the optical signal about $\pi/2$ is needed. Then mode of fringe pattern built by two beams of opposite directions is changed with angular velocity to such manner, that it is compressed for one direction of turn and expands for the second one. Integration of measured signal gives change of angle and can serve for averaging of it.

The disadvantage of this open-loop mode in relation to other solutions is nonlinear input-output function of signal processing, instability of additional phase shift, required enough long light waveguide, limited dynamic range in relation to gyroscopes ARLG, dependence of the sensitivity to drift of analog element and to intensity of light source.

Advantages: low cost of manufacturing, big immunity on shots and vibrations, independence to gravitation and appeals respect of rotation in perpendicular pivot, uncritical influence of coil geometry, rapid start-up, large sensitivity relatively to level of phase drift of reference and random walk coefficient (long term drift).

Rozwiązanie to nadaje się do stosowania w tanich i prostych systemach o średniej dokładności, takich jak żyrokompasy do nawigacji samochodów, wskaźniki zmiany kąta i liczniki obrotów oraz stabilizatory położenia. Szereg tego rodzaju żyroskopów

IFOG o wyjściu analogowym i cyfrowym stosuje się w technice wojskowej, w przemyśle – głównie w robotach, pojazdach i do stabilizacji platform oraz w helikopterach rolniczych i z kamerami do obserwacji oraz nadzoru z powietrza.

It is suitable for application in cheap solutions and of low or medium accuracy simple systems, such as for gyro-compasses of car navigation, indicators of changes of angles and meters of rotations and stabilizers of position. Range of IFOG gyroscopes with analog and digital output is used in a military technique, in industry– mainly in transport vehicles and for stabilization of platform and in helicopters for agricultural and with cameras for oversight observation from air.

Fiberoptic interference gyroscope transducer IFOG with closed-loop mode

Light guide of IFOG of closed mode are required for highest accuracy of measurement, i.e. admissible drift of row $0,001 - 0,01^0/h$ and instability of scale factor below 100 ppm. Processing of signal in these transducers is more complicated than in previous with opened mode and analog output. Simplified scheme of one of such gyroscopes is presented on fig 3.

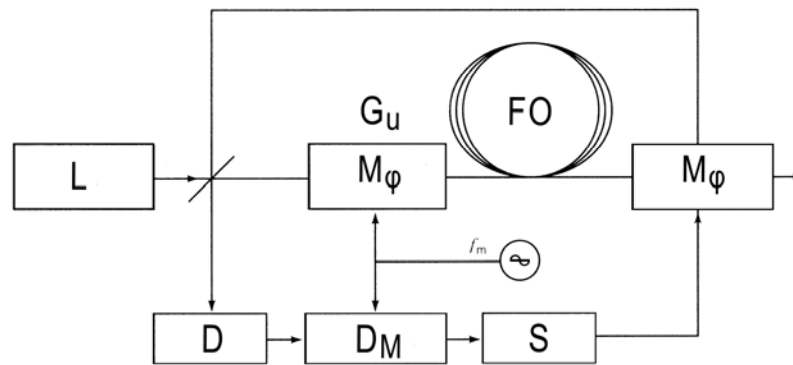


Fig.3. Simplified block diagram of a closed-loop IFOG type gyroscope with phase-nulling [3]: L – light source, D - detector, D_M – demodulator, M_ϕ – nonreciprocal phase modulator, FO – fiber loop, S –servo.

Rotation movement of the system around fiber coil axe induced a phase shift between opposite propagated beams in this coil. To keep the system in the null stage feedback loop is used here. The output of the demodulator is passed to a servo amplifier S driving a nonreciprocal phase transducer, i.e. electro-optical frequency shifter which introduces a opposite frequency difference Δf to cancel phase shift between the two beams. This Δf in *system* balace stage is the output signal linearly dependent from changes of rotation velocity ω , i.e.

$$\Delta f = \frac{4AN}{n\lambda L} \Delta \varpi_r = \frac{Df}{nc} \Delta \varpi_r \quad (4)$$

Where: A – field inside the fiber coil, L – longitude of light way, N – number of coil turns, $D=2R$ – loop diameter, λ – light wavelenght, c – light velocity in vacuum, f – frequency of coherent light, n – refraction index of optic fibre material to vacuum.

Change of Δf is a digital initial signal, linearly dependent upon the change of velocity of circulation.

Resonant fiberoptic gyroscope transducer

Last time this solution of gyroscopes RFOG transducers has become very popular, specially for navigation purposes. Scheme that illustrates the operation of its mode is presented on fig. 4.

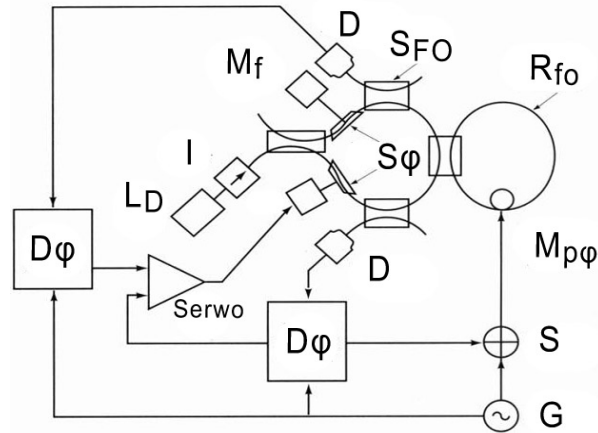


Figure 4. Block diagram of a fiber-optic ring resonator **RFOG** [3]: $D\phi$ – phase detector, L_D – laser diode, I – isolator, M_f – modulator (driver) by constant frequency f_i , D – detector, S_{FO} – fiber coupler, S_ϕ – frequency shifters, R_{fo} – fiber ring resonator, $M_{p\phi}$ – phase piezoelectric modulator, G – electronic generator, S – summer.

A passive optical resonator RFO is a multi-turn loop of the fiber-optic light guide of ends coupled with itself optically. Frequency-modulated (FM) light from a laser source LD is divided to two beams, coupled into the fiber-optic loop (FO) and propagating inside it in opposite directions.

The output coupler samples and detects the intensity of the energy in the loop. For the case of no motion, maximum coupling occurs when the frequency of the laser during the FM sweep is such that the length of light guide is corresponded the complete number of wavelength. At the rotation ways of beams becomes different. The coupler S_{FO} finds out the tension of energy in a loop. Demodulated signal from detectors contains resonance peaks separated of the frequency difference:

$$\Delta f = \frac{Df}{nc} \Delta \omega_r \quad (5)$$

Where : symbols are the same as before.

In practice a laser frequency is adjusted to resonance for one of beams, and an electro-optical frequency shifter is employed to managed the second direction beam into resonance.

Advantages of resonance transducers RFOG are: large reliability results and long live time in exploitation, short time of start and to indications and also small dimension and mass. They require much shorter fiber-optic light guide, in 10 – 100 times less than interference transducers IFOG, i.e. lenth only 50 – 100 m, as beams of

light go round loop repeatedly. Lower limitation of signal is the shot-noise of the same level as in IFOG.

Their disadvantage is necessity of application of light source with high coherence and use of the FO light guide with very small attenuation.

State of optical gyroscope techniques

Interference laser gyroscopes RLG of Sagnac type as the first and later FOG gyroscopes and their systems specialized to many applications have been produced by couple of companies for the military and various civil purposes. Among other companies there are in USA: Northrop Grumman Inc. with Sperry Marine (USA), Naval and Litef GmbH; Crossbow Technology Inc., in Japan: Hitachi and other. Gyroscopes are used in a marine, land and aviation navigation, guided missile, as well to research of dynamics of cars in motion and their position orientation, to stabilization of ships and workings platforms and also to the robots [5] (e.g. firms: Andrew Corporation, KVH Industries Inc.). Examples of designs of gyroscopic transducers are set on fig. 5–8, and cheap mode for three-pivotal stabilizing of platforms – on a fig. 9 [3].

Research are led by the improvement modes of optoelectronic gyroscopes and on integrating of optical elements. E.g. in University of the state of New Mexico (USA) the models of gyroscopes are worked out with a semi-conductor impulse laser [6] and under the direction of prof Mark Osinsky prototype of double loop element of light guide [7] (fig. 10) without the signal frequency “lock-in” effect (blockade of frequency difference at small angular velocities). Moscow Institute of Electronic Technology offers the integrated FO light guide gyroscope transducer of the closed mode measurement circuit for one up to three axes (fig. 11) [8].

More details of gyroscope structures and laser interferometers it is possible to find in the positions of bibliography given in the end including section of the instrumentation and measurement reference book and its bibliography [3], which is the main background of this paper and also in technical publications of different companies contained in the Internet. The inertial land navigation systems are offered also in Poland by Industrial Institute of Telecommunication in Warsaw [13] mainly for use in military tanks and cars. They are completed on imported optoelectronic gyroscopic transducers.

Laser optical gyroscopes are characterized by the followings features important for application [6]:

- lack of movable parts, enough simple construction and small number of components (less than 20);
- Large mechanical robustness, independence to the vibrations of g and g^2 ;
- Reliable work a long time and without need of service ($> 30\,000$ h);
- Large dynamics of range (10^9);
- Optional digital output and analog indications;

- Short time of the measurement signal steady state – less than 50 ms for rotation 0,5°/h;

Accuracy and stability (RLG – from 0,01°/h, FOG – from 0,1°/h) is satisfactory for the most applications.

The original feature of the interferometer transducers discussed here is their autonomic performance of angle measurement, because they do not require the external reference position for measurement. This role is playing the actual detector position in the beginning of measuring cycle of angular velocity ω_r changes.

Last constructions of gyroscopic transducers with one light source, whose are actually offered on the market, attained already almost boundary of the theoretical possibilities, arising mainly from the noise of electronic systems.

Proposal of the New Direction of Interferometer Transducers Development

Original proposal of the new type of interferometer transducers was initiated some years ago by dr. J. Galinski during his work in Warsaw Technical University. He proposed to apply in measurement the interference of incoherent light beams with measure of moving interference strips frequency. Together with H. Kowalski professor of Military Technical Academy they later invent concept of interferometer structure of with application of two light laser sources [9, 10]. They use for these transducers different name Lorenz interferometers and symbol L, though basic principle of operation is appearance times of flight difference (phase or frequency) of light beams dependent upon the speed of detector rotary movement as for interferometer of Sagnac. They forecast, that double light frequency interferometer transducers of their project create chance on the receipt of the better performance parameters including accuracy than the one light source interferometers. Author is familiarized nearer with this idea working over jointly with Galiński on papers [11] and [12]. In those papers on a background a critical synthetic of the existent interferometers, there is described: the theoretical bases and block scheme of operation of double light frequency interference transducers, their measuring mode and expected as possible to achieve, their technical parameters. In this type of circuit a measurable signal should be less effected by noise and other low frequency disturbances, as measured output frequencies are existing in the band shifted from DC and low frequencies, as the frequency transmittance of new types transducers is similar as of the narrow band frequency filters.

From preliminary theoretical analysis of this idea results the potential capability of design the autonomous structure for measurement of velocity changes and position of objects also in linear movement, which would not contain movable parts in an optical gauge part and practically of the unlimited range. These would be particularly valuable, because descriptions of such transducers are not yet existing in the literature. They would find wide – and maybe even more wider applications than optical gyroscopes also, in measurement of rotation movement parameters. This idea is not verified experimentally until now, but it is deserving in version of laser as well as of FO light guide. Cost of precise manufacturing of the classic linear movement

laser transducers with movable optical detector or mirror [1, 2], as well as cost of precise RLG is quite high and the farther increase of their accuracy becomes very costly and difficult. FOG light interferometer sensors are simpler and considerably cheaper in production than classic laser sensors. However, even if the FOG transducers are already used in most applications, they are not suitable now for the highest accuracy measurements.

Indicated new way of improvement and development of transducers, based on interference with different two laser sources, needs still the serious structural discussion of international specialists. It would do possible the detailed verification of this idea, as well the optimization of actions of the costly research and development work conducting to applications before starting of this development process. Such discussion must be preceded a final decision about kind of laboratory works and construction, and also to facilitate the choice of variants to the structure of prototypes. Farer work, perhaps, would be led in international cooperation and they would include professional elaboration in development of the prototype construction of one-pivotal unit transducer with mode L and detailed researching of its parameter. The next stage would be an attempt of development of interferometers to measurement of linear movement parameters equivalent to Sagnac type interferometers for rotation movement. If it succeeded and prototype of autonomous light guide transducers without movable parts in an optical gauge will be build even of not very high accuracy, there would be the important technical achievement of the wide scale. That is reason why it is proper to try. Winning of source of sponsorship, even for the experimental verification of this interesting idea, gives a chance to stimulate the development of measuring technique with a large value for an economy and defense of each country. It is provided to the family of new transducers measured parameters of rotary and linear movements without movable parts in optical gauge and provided to based on them various systems, none too expensive and easy in production.

Literature

1. *Zastorogin Ju. F.*: Precizionnyje izmerenia parametrov dvizhenia s ispolzovaniem lasera. Mashinostrojenie, Moskwa 1986.(In Russian)
2. *K. Patorski, M. Kujawińska, L. Salbut*, Interferometria laserowa z automatyczną analizą obrazu (Laser interferometry with automatic image analysis), Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2005 (in Polish).
3. *Bilur Barchan*, Gyroscopes, chapter of: Dyer S.A. (ed.): Survey of Instrumentation and Measurement, Wiley Interscience, Jon Wiley & Sons, New York 2001, pp. 644–666.
4. *J. Galiński, H. Kowalski*, Żyroskop laserowy światłowodowy dwuczęstotliwościowy(Laser optical fibredouble- frequency gyroscope) , Zgłoszenie Patentowe RP (Polish Patent Application) no P 365980 of 03. 08. 2004.
5. *J. Galiński, Z. Warsza*, Wykorzystanie interferencji światła ze źródeł spójnych jako nowa możliwość w technice pomiarowej (Application of the Light Interference

from Incoherent Sources as the New Possibility of Measurement Technology)
Przegląd Elektrotechniki 6, 2006, p. 71-74(in Polish)



Fig 5 Fiber optic gyroscope transducers of Northrop Grumman Inc.

- a. on the left – for measurement in one axe, accuracy is rising with the sensor diameter
- b. on the right from top - of one- ,two- and three-axes measurements



Fig 6 Fiber optic three-axes inertial system LN200 of Northrop Grumman Inc.
on the right – without housing

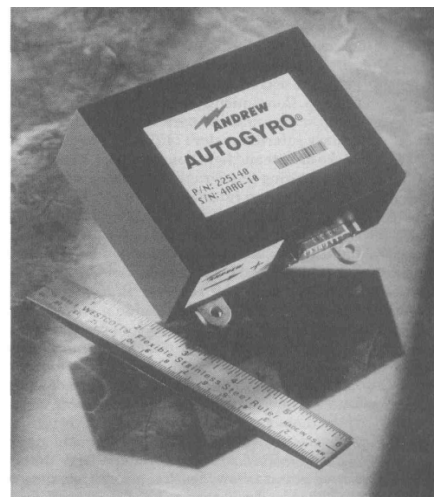


Fig 7.FO one- axe gyroscopic transducer of open-loop structure of AUTOGYRO® [3].

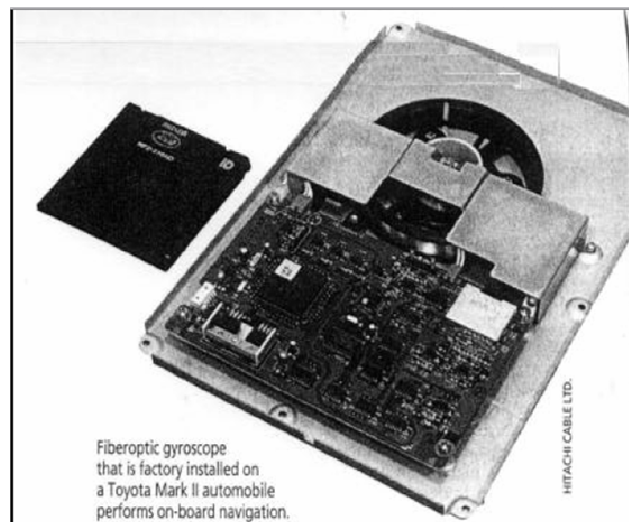


Fig 8 EO gyroscopic transducer for car navigation Mark II of Toyota [4]



Fig 9. Simply three –axes system for stabilization of the robot platform [3].

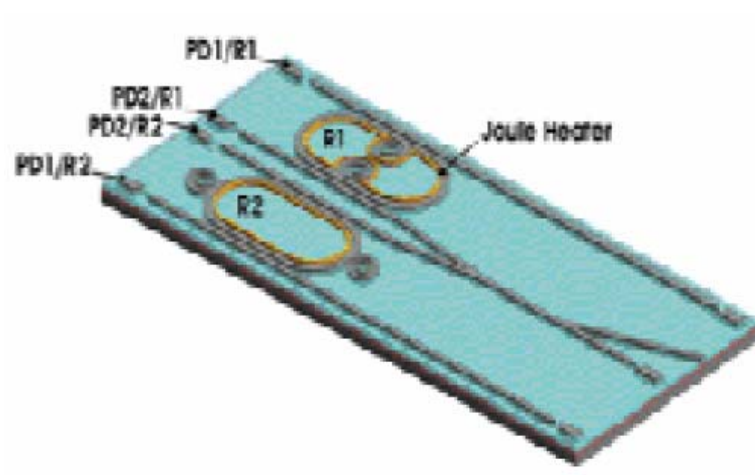


Fig 10. Two- loop fiber optic part of FOG gyroscope [7]

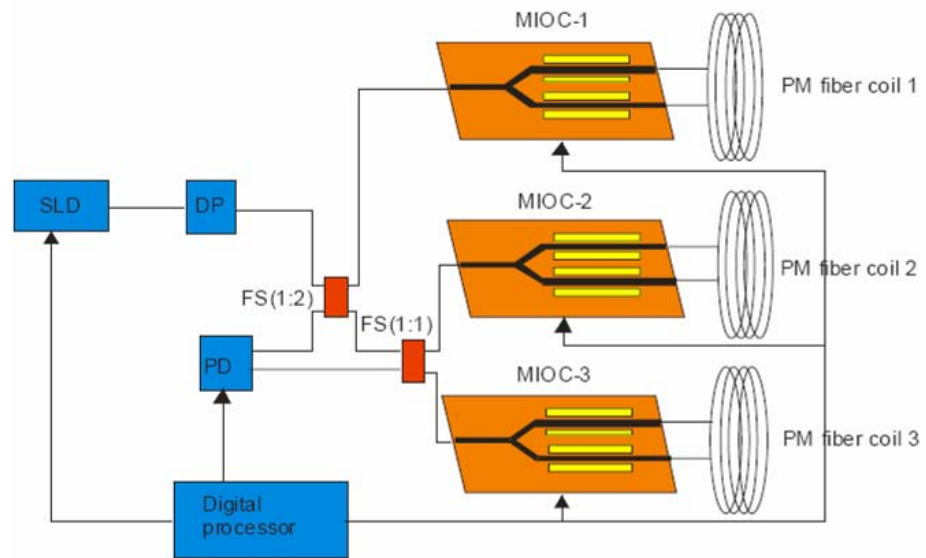


Fig 11 Block scheme of integrated three-axes FO gyrosopic sensor [8].

SLD- light source, DP- depolarizer, FS- light FO coupler, PD- photodetector, MIOC- multifunction integrated optical chips, PM- fiber optic coils

RESEARCH ACTIVITY IN THE DEPARTMENT OF AUTOMATION AND AERONAUTICAL SYSTEMS, WARSAW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Janusz Narkiewicz², Wiesław Łucjanek³
Institute of Aeronautics and Applied Mechanics
Faculty of Power and Aeronautical Engineering
Warsaw University of Technology

Introduction

Warsaw University of Technology (WUT) is the oldest technical university in Poland, with tradition dated back to 1826. It offers education in all areas of technology and a number of non-technical disciplines (including management, business and administration) at three levels (degrees): engineer, master of science and Ph.D. The WUT staff exceeds 4000, among them almost 2500 academic: about 500 professors, 1250 associate (Ph.D) and assistant professors, 500 lecturers. The number of students is above 32000.

WUT is composed of 19 faculties in all fields of technology. **Faculty of Power and Aeronautical Engineering** (FPAE) was established in 1960. It employs about 40 professors, 90 associate and assistant professors, and over 100 technical, administration and service staff. For more than 1500 students, the FPAE offers four main fields of studies (some subjects are conducted in Polish and English):

- Automation and Robotics,
- Aeronautics and Space Technology,
- Mechanics and Machine Design,
- Power Engineering,

The following scope of research describes the faculty activity :

airplane design and maintenance, avionics, biomechanics and movement bionics, combustion theory, construction and research on boilers, experimental and computational methods of subsonic aerodynamics, experimental methods in construction mechanics, simulators, mobile and medical robots, modelling of conventional and nuclear power plants, modern construction of airplane and satellite propulsion, navigation and flight control systems, processes in combustion engines as well as in combustion chambers and furnaces, renewable sources of energy and energy storage, robotics, rotary-wing aircraft aeromechanics, turbines and pumps, unsteady flows.

The FPAE is divided into two institutes: Institute of **Aeronautics and Applied Mechanics** (IAAM), and Institute of Heat Technology. The IAAM is one of the biggest institutes at WUT with over 20 professors, about 40 associate and assistant professors, and over 10 senior lecturers. Its annual budget exceeds 3.5 Meuro.

² Professor - Head of Department, Politechnika, MEiL, ITLiMS, Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa, POLAND, jnark@meil.pw.edu.pl, tel. +48.22-234-7445, fax. +48.22-622-3877.

³ Associate professor emeritus, address, phone and fax. as above, wluc@meil.pw.edu.pl.

The IAAM is divided into 7 departments:

- Aerodynamics,
- Airplanes and Helicopters,
- **Automation and Aeronautical Systems⁴** (DAAS),
- Fundamentals of Design,
- Mechanics,
- Strength of Materials and Construction,
- Theory of Machines and Robots.

DAAS structure and activities

Staff: 2 professors, 5 associate (Ph.D) professors, 1 senior lecturer, 3 Ph.D student, 1 technician, 1 secretary.

Teaching activity. The list of conducted subjects is given in the Table. Each subject is offered in Polish and in English. The subjects are delivered as lectures and some include also tutorials, laboratory works, seminars. There are also course and diploma projects. The list covers subjects offered for full-time and part-time BSc and MSc students at FPAE, and for full-time MSc students at Polish Air Force Academy in Dęblin.

Advanced control theory, Aeronautical systems, Aircraft control, Aircraft systems, Automatic flight control systems, Avionics, Basis of automation and control, Computer science, Control in aerospace, Control in technology, Flight control systems, Fundamentals of signal theory,	Helicopter design and operation, Measurements and experimental techniques, Navigation and attitude systems, Integration of aeronautical systems, Rotorcraft aeromechanics, Aircraft and space navigation systems, Sensors and measurement systems, Simulation of aeronautical systems, Simulators, Theory of signal processing and identification, Theory of signals and systems.

Research topics. Types of conducted investigations are: analytical, numerical, experimental and design-implementation.

- Aircraft flight dynamics and control,
- Integrated navigation systems,
- Modeling and simulation of motion of controlled and guided platforms (air, ground, water),
- Rotorcraft aeromechanics,

⁴ <http://zaiol.meil.pw.edu.pl> or (in English) <http://daas.meil.pw.edu.pl>.

- Simulators

Computer software

FLIGHTLAB, MatLab, simulation of motion (flight) of airplanes, helicopters and missiles.

Laboratory equipment

Flying models

Aircraft Trainer 60

- wing span 1.95 m,
- length 1.455 m,
- lifting surface 0.566 m^2 ,
- mass 3.4 kg,
- engine 15 cm^3 .

Aircraft Citabria

- wing span 2.28 m,
- length 1.75 m,
- lifting surface 0.96 m^2 ,
- mass 8.5 kg,
- engine 60 cm^3 .

Instrumented research electric car

- length 2.7 m,
- width 1.2 m,
- wheel base 1.6 m,
- mass 350 kg,
- max. velocity 23 km/h.

Helicopter Freya

- main rotor diameter 1.633 m,
- tail rotor diameter 0.27 m,
- fuselage length 1.375 m,
- mass 5.5 kg,
- engine 15 cm^3 .

Helicopter T-Rex 600

- main rotor diameter 1,35 m,
- tail rotor diameter 0,24 m,
- fuselage length 1,2 m,
- total mass 3 kg,
- engine: electric brushless motor.

Navigation sensors

- GPS
 - BAE SmartAntena,
 - Garmin,
 - Novatel FlexPak-G2L,
 - Novatel MILLENIUM RT-20/DGPS,
 - Novatel SPAN (integrated GPS/INS unit).
- IMU
 - Crista FOG KVH, IMU, LN 200,
 - Microstrain 3DM-GX2,

Others

- Camera Panasonic MF-622,
- On-board computers,
- Tachometers.

- Piezovibrating gyroscopes.
- Magnetometers
 - HMR 3000,
 - TCM5.

Projects performed within EC Framework Programmes

EU 5 FP (completed):

- ***ADFCS II*** - Affordable Digital Fly-By-Wire Flight Control Systems for Small Commercial Aircraft (second phase). WUT contribution: autopilot and autothrottle functions embedded into fly-by-wire system, tested by simulations, some functions validated in NLR simulator by flight test pilots.
- ***CAPECON*** - Civil UAV Applications & Economic Effectivity of Potential CONfiguration Solutions. WUT contribution: application of FLIGFTLAB for modelling of single-rotor configuration, elaboration of computer model for coaxial rotor configuration, for both configurations simulation of hover and forward flight conditions for evaluating of control requirements, calculation of trim parameters, and state and control matrices.
- ***SEA-AHEAD*** - Simulation Environment and Advisory System for On-board Help and Estimation of Maneuvering Performance During Design. WUT contribution: system for navigation data acquisition and processing, on-line identification of ship motion parameters, prediction of ship motion in the nearest future.
- ***UAV-Net*** - Civilian UAV Thematic Network: Technologies, Applications, Certification. WUT contribution: elaborating and presenting of about 20 invited papers, mainly on civilian UAV technologies, elaborating the road-map of the project, international dissemination of the project outcomes.

EU 6 FP (going):

- ***NACRE*** - New Aircraft Concepts Research,
- ***NEFS*** - New Track Integrated Electrical Single Flap Drive System,
- ***NICETRIP*** - Novel Innovative Competitive Effective Tilt Rotor Integrated Project.

EU 7 FP (going):

- ***TALOS*** - Transportable Autonomous patrol for Land bOrder Surveillance system.

Project co-financed by the European Regional Development Fund

- ***PROTEUS*** - Integrated Mobile System for Counterterrorism and Rescue Operations.

Research grants from Polish State Committee for Scientific Research and Ministry of Science and Higher Education

Recently completed (examples)

- **Application of Attitude and Navigation Systems in Evaluation of Helicopter Flying Qualities** (PhD). Results: developed integrated INS-GPS measurement system, system used in flight tests as autonomous measurement unit, results compared with indications of other sensors, and with computer simulations.
- **Autonomous Control System for Guided Bombs**. Results: developed simulation model of the bomb dynamics and elaborated guidance and navigation system for the bomb flying trajectory control, applying the GPS and INS.
- **Control of Tiltrotor Vehicle in Selected Flight Stages** (PhD). Results: developed model (of modular form for easy modifications) of a tiltrotor for simulation of various flight conditions. Data for simulation were based on available characteristics of V-22. The trim, stability and control were analyzed for selected flight conditions.
- **Feasibility Study on Application of Image Matching System in Navigation of Moving Platforms** (PhD). Results: visual strap-down navigation methods tested on ground, algorithms for distance and attitude measurements in flight.
- **Helicopter Control During Landing** (PhD). Results: an optimal control method, with quadratic cost function and constrains equalities and inequalities, was developed in Matlab environment for a single rotor helicopter at low speed flight and power failures. The model and control method may be used in perspective development of helicopter automatic flight control system or in flight simulators.
- **Impulsive Control of Small Smart Missiles Flight with Control Laws Based on Artificial Neural Network**. Results: flight control systems for small rockets and missiles with impulsive propulsion for control, control by rocket correction engines located around its centre of gravity, developed computer model of the missile control algorithms, application of visual navigation methods for simplification of detecting system, attitude determination by neural network system.
- **Integration of Control and Navigation Systems for Moving Objects**. Results: developed various control methods and then implemented on-board of various moving platforms, filtering: Kalman, Joulmer-Uhlman, navigation algorithms, control methods: classical, reconfiguration, autonomous flight, tested in laboratory and in-flight experiments, supported by simulations (FLIFGTALAB and dedicated software).
- **Investigation of the Influence of Lifting Surface Disturbances on Aircraft Performance** (in cooperation with Institute of Aviation). Results: wind-tunnel measurements of aerodynamic loads on airfoil and rotor model, and numerical calculations using CFD codes for the airfoil and FLIGHTLAB code for the rotor. Possibility of capturing by numerical calculations the influence of the blade shape deterioration on rotor loads was proved.

Going project

- Autonomous System for Detection and Neutralisation of Nonmetal Mines.

Cooperating institutions

International:

- American Helicopter Society International (AHS), USA,
- Moscow State Technical University of Civil Aviation (MFTYGA), Russian Federation,
- National Research Council of Canada (NRC), Canada,
- National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute".

Domestic:

- Air Force Institute of Technology (ITWL), Warsaw,
- Helicopter Factory WSK-PZL Świdnik,
- Institute of Aviation (IL), Warsaw,
- Military University of Technology (WAT), Warsaw,
- Polish Air Force Academy (WSOSP), Dęblin,
- Rzeszow University of Technology (PRz), Rzeszów.

Offer of cooperation

DAAS is opened for various forms and ranges of cooperation (bilateral, domestic, international) to create **critical mass of researchers** and to obtain **substantial results**.

Preferred topics:

- Modeling and simulation using commercial and in-house developed software of various moving platforms: air, ground and water (underwater) vehicles as well as their systems,
- Integrated control and navigation systems comprising modern sensors: GPS, accelerometers, gyroscopes and magnetometers; visual navigation,
- Smart structure technology - vibration suppression, control and performance improvement of various vehicles.

S u m m a r y

In the paper the general description of Warsaw University of Technology, Faculty of Power and Aeronautical Engineering, and Institute of Aeronautics and Applied Mechanics is presented.

The following aspects of the structure and activities in the Department of Automation and Aeronautical Systems are presented: staff, teaching activity, research topics, computer software, laboratory equipment, projects performed within EC Framework and Regional Development Programms, selected research grants from Polish State Committee for Scientific Research and Ministry of Science and Higher Education, cooperating domestic and international institutions, offer of cooperation.

ВИТОКИ І ТЕНДЕНЦІЇ РОЗВИТКУ НАВІГАЦІЙНИХ ПРИЛАДІВ

К.Г. Левчук, С.Г. Степаненко

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут»

1. Витоки розвитку навігаційних приладів

З розвитком авіації виникла необхідність у створенні нових приладів спеціально призначених для літаків – навігаційних приладів. Змінювалися умови роботи приладів головним чином у зв'язку зі значним збільшенням швидкостей польоту літаків, можливістю для деяких типів літаків здійснювати просторове маневрування і необхідністю обладнання навігаційними приладами малої ваги, компактними за конструкцією.

Особливого розвитку ці прилади отримали з появою гіроскопів. Явища, пов'язані з особливостями гіроскопічних явищ, були помічено ще в давнину. Про це свідчить іграшка «Дзига», що дійшла до нас з Китаю ще з III тисячоліття до н.е.

Приманливе явище дзиги зацікавило у свій час метрів науки. Астроном Гершель назвав її «інструментом філософів». Водночас шлях від моделі до практичного застосування виявився досить тернистим.

Використання гіроприладів стало можливим лише в XVIII ст. після закладення Л. Ейлером теорії механіки руху твердого тіла навколо нерухомої точки.



астроном Гершель



Луї Пуансо



Леонард Ейлер

На вимогу астрономів та на основі теорії Л. Ейлера ця задача привернула увагу багатьох видатних вчених: Л. Пуансо, Ж. Лагранжа, С. Ковалевської, А. Ляпунова, М. Жуковського, С. Чаплигіна та ін.



Жозеф Луї Лагранж



О. І. Ляпунов



С. В. Ковалевська



М. Є. Жуковський

Важливі дослідження з динаміки твердого тіла з нерухомою точкою належать українським вченим: А. Ішлінському, П. Харламову, О. Харламовій, В. Кошлякову.

Якщо теорія гіроскопів спочатку розвивалась як окремий випадок руху твердого тіла, де увага дослідників зосереджувалась на знаходженні випадків

інтегрованості рівнянь руху, то з розвитком навігації увага вчених переорієнтувалась на вирішення теорії і розрахунку конкретних приладів.

Теорія гіроскопів як самостійна гілка механіки зародилась лише в кінці XIX ст. після сенсаційної доповіді Л. Фуко в Паризькій АН в 1852 р., поштовх для розвитку якої зобов'язаний мемуару У. Томсона і П. Тета «Трактат про натуральну філософію», в якій розглянуті механічні системи з гіроскопічними ефектами.



Жан Бернар Фуко



маятник Фуко



Уільям Томсон



Пітер Тет

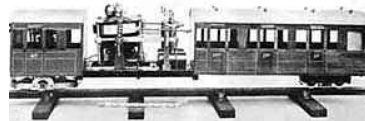
Бурхливий розвиток навігаційної техніки розпочався з XX ст.: в першу світову війну російські військові літаки були обладнані гірогоризонтами. В 1917 р. на літаку «Илья Муромец» було здійснено сліпий політ, заданий курс якого був витриманий за гірокараром, сконструйованим П. Шиловським.



гірогоризонт 1



П. П. Шиловський



гірокар



У різних країнах були розгорнуті пошуки побудови навігаційних приладів для практичного застосування їх на флоті. Як результат цих зусиль були розроблені основні схеми і знайдені конструктивні рішення гірокомпаса, який почали виготовляти промислові фірми. З досягнень інженерної думки того часу варто відзначити прилад Обрі (1894 р.), що вніс в конструкцію гіроскоп для утримання курсу торпеди Уайтхеда; гірокомпаси Антшютца і Шулера (1908 р.).



Людвіг Обрі



Прилад Людвіга Обрі



Герман Антшютц



Гірокомпас
Антшютца-Шулера

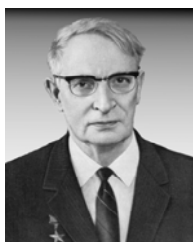
Початок XX ст. характерний різким підйомом промислового виробництва і як наслідок з'явилися об'єктивні умови для розв'язання задач управління рухомими об'єктами: торпедами, танками, кораблями і підводними човнами, літаками. Звичайно, досвід морського флоту сприяв впровадженню навігаційних приладів і в авіацію.



О. М. Крилов

Початок російській школі теорії навігації заклав видатний вчений-кораблебудівник – А. Крилов. Його роботи з механіки гірокомпаса з різноманітними гідравлічними заспокоювачами та теорії балістичних девіацій мали вагомий вплив на формування фахівців в СРСР.

В передвоєнні роки швидко переобладнується промисловість, інтенсивно налаштовується виготовлення складних приладів, розвивається флот і авіація, ракетобудування, пов'язане з іменами С. Корольова, В. Глушко, С. Конюхова.



О.Ю.Ішлінський

Швидко зростають вимоги до точності навігаційних систем, що вимагає враховувати вплив на їхню роботу обставин, що раніше вважались несуттєвими. В 1940 р. О. Ішлінський досліджує хитавицю і маневрування корабля на поведінку гіроскопа з кульовим ротором у газодинамічному підвісі.

Після Великої Вітчизняної війни розширюється коло вчених та географія їхньої діяльності. За досить стислий термін були підготовані фахівці у цій новій галузі промисловості і країна отримала низку висококваліфікованих вчених та інженерів, серед яких і українці. Якщо раніше осередком були Москва і Ленінград, і вихідці з України здебільшого змінювали своє помешкання, то тепер О. Ішлінський створює школу з теорії систем інерціальної навігації на Україні: Харкові, Одесі й Києві. Характерною особливістю цієї школи стає строга постановка проблем і задач, деталізована математична їх розробка, що поєднується з яскраво вираженою практичною спрямованістю.

2. Методи підвищення точності та надійності навігаційних приладів

На практиці причинами вимушених кутових коливань гіроскопів є збурення, викликані власною вібрацією гіромотора: внаслідок динамічної внерівноваженості ротора, у випадку вібрації або хитавиці основи, обмеженості потужності гіромотора.

Відомі російські вчені Д. Пельпор, В. Павлов, Я. Лунц і Д. Климов отримали залежності відхилень осі внаслідок динамічного розбалансування. В 1970 р. В. Журавльов вперше показав, що ротор в неідеальних підшипниках не може бути повністю зрівноваженим.



Д.С.Пельпор



В.П.Журавльов

Залежності між параметрами шарикопідшипникових опор, спектром вібрацій і змінами жорсткостей у всіх напрямках роторної системи були

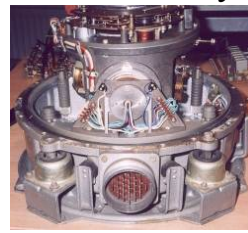
знайдені М. Павловським, В. Петренком і К. Левчук в 1985-90 рр. На основі цих досліджень Л. Ясинська і Ю. Беляєв побудували автоматизований діагностичний для визначення осьового натягу, перекосів кілець підшипника і як наслідок спектра і амплітуди вібрацій, які вони можуть викликати.



М. А. Павловський



В. Є. Петренко



вимірювальний
комплекс «Коло»



К. Г. Левчук

Синтезом оптимальних систем із зворотними зв'язками займалися вітчизняні вчені В. Ларін і Г. Бублик, які розв'язували задачі оптимізації параметрів систем віброзахисту при вібрації, а В. Євгенєв обчислив математичне сподівання і дисперсію карданової похибки у разі випадкової хитавиці корабля. Активні системи віброзахисту навігаційних приладів вивчав О. Маросін.



Г. Ф. Бублик



С. О. Захаренко



О. Маросін

М. Павловський, В. Петренко і С. Захаренко розробили малогабаритні динамічні гасники у вигляді пружних стержнів армованих в полімерний клей. Розроблений ними клей поглинає коливання – розсіює енергію в заданому частотному і температурному діапазоні.

3. *Гірокомпаси і гірогоризонт компаси*

В 1957 р. В. Кошляков отримав достатню умову стійкості руху гірокомпаса, а в 1981 р. ця умова була узагальнена ним на випадок змінної кутової швидкості ротора. В. Кошляков, В. Василенко, А. Поліщук склали уточнену математичну модель корегуємого гірокомпаса з торсіонно-рідинним підвісом.



В. М. Кошляков



Л. М. Рижков



В. Ф. Кришталь

В роботах М. Павловського, Л. Рижкова, В. Кришталь в 1982-85 рр. показано, що для опису впливу широкополосної вібрації на корегуємий гірокомпас необхідно враховувати пружні деформації елементів конструкції та

динаміку слідкуючих систем. Показано, що у випадку вібрації основи причиною утворення великого збурюючого моменту є в'язкість рідини.

Для орієнтації штучних супутників Землі широке застосування знайшли однороторні гірокомпаси – гіроорбітанти.

Подальший розвиток вони отримали як багатороторні гіроорбітанти в роботах Б. Самотокіна (1970).



гірокомпас Б. Б. Самотокін гірокомпас МГ-8177 О. П. Бойчук авіагоризонт

В 1975 р. О. Бойчук отримав умову незбурюваності автономної маятникової керованої гіроплатформи.

4. *Вільні гіроскопи в кардановому підвісі. Гіроскопи напрямку*

На флоті, в авіації, в ракетній і космічній техніці знайшли широке застосування триступеневі гіроскопи в кардановому підвісі.

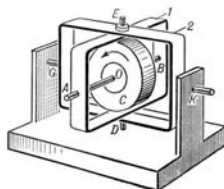
Вперше вільний гіроскоп був застосований для вирівнювання курсу торпеди інженером Обрі. Перед запуском торпеди гіроскоп розганявся пружинним пристроєм, а потім працював на вибізі. В 50-х роках О. Ішлінський виявив у гіроскопа напрямку, що працює на вибігу ротора, явище «нахилу дзиги». В 1966 р. М. Павловський показав, що у разі введення затримки розаритування по відношенню до початку розгону, рух гіроскопа добре описується прецесійними рівняннями. А в 1972 р. він разом з Л. Гельманом отримав формули для оцінювання тривалості цієї затримки, що чудово узгоджувались з експериментом. В 1973 р. М. Павловський розв'язав задачу про нестационарні коливання торпедних гіроскопів з імпульсним розгоном. Ним показано ефективність застосування динамічних гасників коливань.

Цікаві також дослідження, пов'язані з впливом сил тертя на поведінку гіроскопа в кардановому підвісі. Роботи про рух такого приладу на нерухомій основі належать О. Крилову та Є. Ніколаї. Вплив параметрів поступальної вібрації на величину сил сухого тертя в підвісі дослідив Ю. Лазарєв.

В 70-ті роки точність індукційних магнітних датчиків, які стали застосовувати для корекції курсу, було значно підвищено завдяки дослідженням В. Джокло, В. Кудрявцева, А. Одінцева.



Ю. Ф. Лазарєв



Кафедра ПСОН

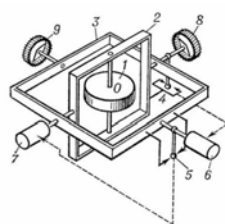
5. Гіровертикалі

Рух гіровертикалі з радіальною корекцією при змінній швидкості власні обертання на нерухомій основі вивчав В. Кошляков (1950), а динаміку при розгоні ротора в умовах віража (циркуляції) досліджував М. Павловський (1966). Він експериментально виявив і дослідив низькочастотні автоколивання гіровертикалей і гіроскопів напрямку, що корегуються від електролітичних перетворювачей.

Найбільш повно ці перетворювачі і особливості застосування їх в системах корекції описані Ю. Рудиком і В. Яковенком.



Ю. М. Рудик



В. Б. Яковенко

Теорію гіровертикалей з інтегральною корекцією з урахуванням нелінійних характеристик системи корекції розробляв В. Стороженко.

В 60-і роки на високо маневрених об'єктах знайшли застосування гіровертикалі з додатковою слідкуючою рамкою, що виключала складання рамок. В 70-і роки І. Глазунов розробив низку конструкцій торпедних гіровертикалей, а О. Кислинський запропонував гіровертикалі із змінною орієнтацією осей карданового підвісу відносно об'єкта у випадку маневрування.

6. Гіростабілізатори

В наш час переорієнтація космічних апаратів здійснюється за допомогою 2- та 3-ступеневих одно- та багатороторних гіростабілізаторів з регульованою швидкістю обертання роторів. Теорію таких двигунів розвинуто в роботах Б. Самотокіна і Ю. Карпачова.

Теорія системи управління обертальним рухом космічних апаратів узагальнена М. Павловським, В. Горбуліним, О. Клименком.



Ю. А. Карпачов



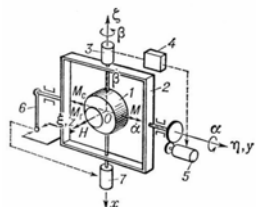
В. П. Горбулін



О. М. Клименко

Дослідженням на стійкість і динамічну точність гіростабілізаторів присвячені роботи О. Бойчука і М. Темченка.

Використання гіростабілізаторів пов'язане із синхронною передачею їхніх показань іншому, що має власний кардановий підвіс, з метою кутової стабілізації підвішеного тіла. І як наслідок, неоднаковість орієнтації карданових підвісів багатороторних гіростабілізаторів призводять при хитавиці до взаємного обертання тіл. Цю задачу розв'язав В. Євгенєв, в 1969 р. він отримав формулу для визначення постійної складової похибки карданового підвісу у випадку нерегулярної хитавиці.



В С. Євгенєв



ширококутна гіростабілізована платформа 4Н-1000

7. Гіроінтегратори

У випадку використання гіростабілізаторів в інерціальних системах на платформі розміщують ньютометри, а на гіростабілізаторах балістичних ракет розміщують ще й гіроскопічні інтегратори лінійних прискорень. Теорії цих приладів присвячена докторська дисертація О. Безвесільної (1987 р.).

В ці ж роки актуальною для гіроінтеграторів була задача просторового поплавкового підвісу типу «сфера в сфері». Проблему стійкості точки підвішування внутрішньої сфери у разі відносного обертання сфер зі сталими кутовими швидкостями вирішували М. Павловський і Ю. Радиш. В 1979 р. Ю. Радиш на основі нестационарних задач гіродинаміки обчислив збурюючий момент внутрішньої сфери для будь-якого частотного діапазону вібрацій, а в 1981 р. за запропонованими ним рівняннями руху системи «тверде тіло-в'язка рідина» А. Кирєєв розробив пакет прикладних програм для чисельного моделювання.



О. М. Безвесільна



двоосьовий інтегральний гіроскоп



Ю. В. Радиш



комплекс на базі поворотного стенду ДС-3с



А. С. Кирєєв

В МНДІ «Ритм» в 1991 р. було розроблено і виготовлено автоматизований комплекс на базі триступеневого для напівнатурних випробувань інерціальних систем без платформи на поплавкових гіроскопах.

8. *Вібраційні та динамічно настроюванні гіроскопи*

Вібраційні гіроскопи стали результатом пошуку альтернативних варіантів побудови чутливих елементів, які за точністю перевершили поплавкові гіроінтегратори. В 1964 р. Є. Смірнов вперше показав еквівалентність динамічної реакції карданового підвісу «від'ємній жорсткості». Знаходження цього ефекту підвів учених до формулювання принципу динамічної настроювання – динамічно настроюваного гіроскопа.

Динамічно настроюваний гіроскоп – система тіл, що взаємодіють через пружні в'язі, внаслідок чого виникає «заклинювання», вірогідність якого зростає із збільшенням жорсткості торсіонів на згин. Це явище досліджені у роботах О. Бойчука і О. Збруцького, який також знайшов положення осі другого повороту ротора з умов найменшої жорсткості системи на кручення.

М. Павловським і О. Збруцьким в 1980 р. був досліджено зміщення частоти настроювання гіроскопа з синхронним приводом на основі, що рівномірно обертається. О. Збруцький у 1984 р. дослідив також вплив типу гіродвигуна на динаміку.



О. В. Збруцький



вібраційний гіроскоп АИСТ



В. М. Слюсар

В 1982 р. В. Слюсар застосувавши метод усереднення, побудував функції для періодичних нестаціонарних систем у компактному вигляді.

У 80-ті роки розробники приладів займались з'ясуванням причин, що викликали квадратурне відхилення внаслідок дії сили на гіроскоп вздовж осі, нормальної до осі обертання вала. Досить детально причини цього відхилення були досліджені М. Павловським, О. Збруцьким і І. Балабановим.



малогабаритний
ДНГ ГВК-6



І. В. Балабанов



малогабаритний
ДНГ ГВК-17



малогабаритний
ДНГ КИНД-05-081

Важливо зазначити, що квадратурне відхилення визначається податливістю як пружних осей, так і карданових кілець, елементів ротора і вала

двигуна. Л. Новіков помітив, що це явище аналогічне «канатному ефекту» – під час закручування пружного канату.

9. Квантові гіроскопи

Розвиток квантових гіроскопів став можливим лише з 1957 р. після винаходу лазерів. З усіх цих приладів найкраще відпрацьований конструктивно і технологічно лазерний, який впевнено відвоював позиції застосування в багатьох галузях техніки навігації та керування. Повне дослідження специфічних властивостей лазерного гіроскопа і основи інженерного проектування викладено в книзі Байбородіна Ю.В., Криксунова Л.З., Литвиненка О.Н.

Окремо відзначимо розробку В. Вакуленка – електронні підсистеми лазерних гіроскопів, які забезпечують його функціонування і точність показань.



лазерний
гіроскоп ЛГК-В



лазерний
гіроскоп



лазерні гіроскопи
на рамі



1-ша українська
лазерна БІНС

В МНДІ «Ритм» в 1989 р. було розроблено і виготовлено макет цифрової мікропроцесорної системи мінімізації і стабілізації хвиль. На основі створених в «Ритм» лазерних гіроскопів був побудований макетний зразок першої української безплатформенна інерційна навігаційна система.

10. Хвильові твердотільні та неконтактні гіроскопи

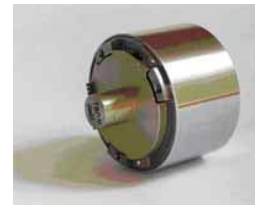
Ефект інерції пружних хвиль відкрив член Лондонського королівського товариства Джордж Хартлі Брайан. Він у своїх роботах проаналізував прецесію власних згинаючих хвиль, що спостерігаються в осесиметричній оболонці. Це явище він експериментально перевіряв на збуреному кристалевому бокалі, що обертався на мікроскопічному столику. Далі досліди були продовжено на коливаннях рідкої та пружної кулі.

До середини 80-х років в СРСР були розроблені досить точні математичні моделі хвильових твердотільних гіроскопів.

Дослідження київської школи були відображені в публікаціях С. Сарапулова, який встановив аналогію між коливаннями оболонкового резонатора і маятника Фуко, а на початку 90-х років він для провідних компаній США проаналізував ефекти, що спостерігаються в керованих резонаторах. Далі хвильові гіроскопи досліджувались з метою створення на їх основі супутників для польоту до далеких планет Сонячної системи.



С. А. Сарапулов



твердотільний хвильовий гіроскоп ТВГ-4

В конкуренції за надвисоку точність перемогли у застосуванні електростатичні гіроскопи.

Сучасні гіроскопи з неконтактними підвісами – це надскладні прилади і є відображенням досягнень техніки. Досвід експлуатації на морських об'єктах електростатичних гіроскопів, створених в Ленінграді в ЦНДІ "Електроприлад", підтвердив високу точність і достатню надійність корабельних інерціальних навігаційних систем.

У розробках цих приладів приймали участь і українські вчені: О. Мілях і В. Барабанов, які дослідили роботу таких приладів при малих кутах повороту осі ротора.

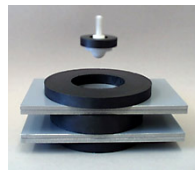
В період 1994-2000 рр. В. Агарєв і М. Павловський виконали дослідження авіакосмічних орієнтаторів на вільних гіроскопах з конструкцією, що перенастроюється у польоті.



левітрон



О. М. Мілях



левітрон



В. А. Барабанов



левітрон

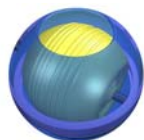
11. Майбутні тенденції розвитку навігаційних приладів

Сьогодні створені настільки точні навігаційні системи, що подальшого підвищення точності споживачі вже не вимагають, а скорочення видатків для військово-промислового комплексу в бюджетах багатьох країн переорієнтувалось в бік потреб масового громадянина.

Визначний прогрес у високоточній супутниковій навігації (GPS) витіснив автономні засоби навігації у тих випадках, коли сигнал із супутника приймається безперервно.



сучасний
секстант



гіротвістер



гелікоптер з
гіроскопом



робот з
гіроскопом



радіо-
гелікоптер з
гіроскопом

У провідних університетах України закриваються спеціальності з гіроскопії, а видатні українські вчені-гіроскопісти залишаються без учнів та наукових шкіл.

XXI ст. з впевненістю можна назвати *"Драмою у розвитку гіроскопічної техніки"*.

Справа в тому, що система навігаційних супутників третього покоління, яка зараз розробляється, дозволяє визначати координати об'єктів на поверхні Землі з точністю до одиниць сантиметрів. При цьому відпадає необхідність у використанні курсових гіроскопів, оскільки порівняння показань двох приймачів супутникових сигналів, встановлених на відстані в декілька метрів, наприклад на крилах літака, дозволяє отримати інформацію про поворот літака навколо вертикальної осі.

Внаслідок чого еволюційний розвиток навігації підійшов до крутих змін, тому увага спеціалістів зосередилась на пошуку нетрадиційних областей застосування.

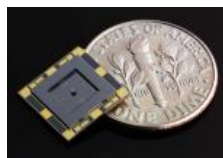
Несподівано відкрились нові цікаві задачі

- *це розвідка корисних копалин,*
- *передбачення землетрусів,*
- *надточне вимірювання положень залізничних шляхів і нафтопроводів,*
- *медична техніка*

і багато іншого, де нас чекають нові результати і навіть відкриття.



гіромат для
геодезичного
застосування



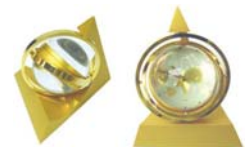
мікрогіроскоп
і монета



колесо з
гіроскопом



інвалідне
крісло



годинник-
гіроскоп

ОЦІНКА ПОХИБОК ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ І ВЕКТОРА ШВИДКОСТІ ЦІЛІ З РУХОМОГО ОБ'ЄКТА

В.Корольов., К.Руденко., О.Корольова.

Львівський інститут Сухопутних військ Національного університету

“Львівська політехніка”

Львів, Україна

Актуальність теми.

Виходячи з досвіду сучасних локальних збройних конфліктів і миротворчих операцій, підрозділи Сухопутних військ змушені вирішувати завдання з високою оперативністю [1]. Вимоги загальновійськового сучасного вогневого бою зумовлюють оперативне та точне визначення параметрів руху цілі з об'єктів, що рухаються. Це у свою чергу, збільшує вогневі можливості механізованих підрозділів під час вирішення вогневих завдань. Саме це зумовлює актуальність даної теми.

Постановка проблеми.

Модернізація системи управління вогнем (СУВ) БМП системою навігації та використання координатного способу для здійснення зовнішнього цілевказування (ЗЦВ) потребують визначення координат як самих об'єктів, так і параметрів цілі (курсого кута, швидкості цілі та її координат).

Постає важливе завдання: зробити оцінку щодо точності визначення координат цілі, вектора швидкості цілі з рухомого об'єкта під час здійснення зовнішнього цілевказування з використанням координатного способу.

Зв'язок із важливими науковими і практичними завданнями.

Від точності визначення параметрів цілі значною мірою залежить ефективність застосування штатної зброї механізованих підрозділів, зокрема БМП.

Виявлення похибок, які домінуючим чином впливають на роботу ЗЦВ, дозволить прийняти оптимальне рішення при синтезі структури системи ЗЦВ БМП.

Невирішені частини загальної проблеми.

У роботі [7] розглянуто оцінку похибок при визначенні параметрів нерухомої цілі з нерухомого об'єкта. Аналіз похибок при визначенні параметрів рухомої цілі зроблено в роботі [8], але машина також є нерухомою.

Доцільно розглянути варіант коли одночасно рухаються об'єкт, з якого здійснюється визначення параметрів цілі, та ціль.

Постановка завдання.

Завдання даної роботи – оцінити точність визначення параметрів руху цілі з рухомої машини. Визначити домінуючі складові похибки визначення параметрів руху цілі, природу їх появи на даному етапі ЗЦВ.

Викладення основного матеріалу.

Одним із важливих етапів ЗЦВ, є забезпечення визначення місця знаходження цілі [2]. Сутність способу визначення параметрів цілі

координатним способом (рис.1) полягає у знаходженні величин (X_c, Y_c) , V_c та γ рухомої цілі, з рухомого об'єкта. При цьому об'єкт, з якого здійснюється визначення параметрів цілі, має бути обладнаний системою навігації, лазерним далекоміром та азимутальним показчиком. Під час визначення параметрів цілі для двох моментів часу τ_1, τ_2 здійснюються два виміру відстані (D_1, D_2) між рухомих об'єктом і цілю. Координати рухомого об'єкта визначаються за допомогою навігаційної системи (звідки і назва способу). Кути на ціль визначаються за допомогою азимутального показчика, решта параметрів розраховуються за допомогою обчислювальної апаратури.

Тут введено наступні позначення :

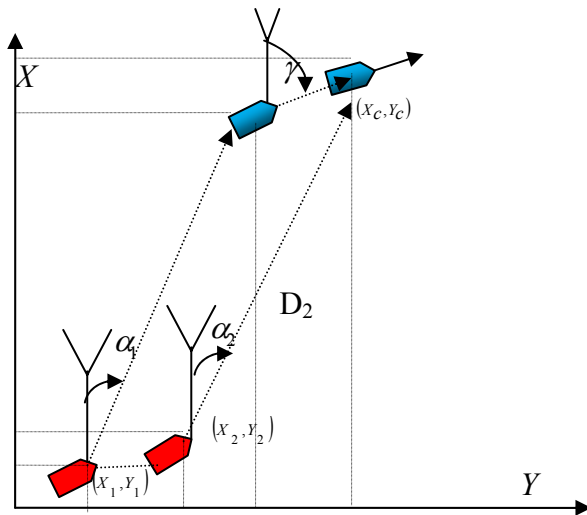


Рис.1. Розташування рухомого об'єкта та цілі під час визначення її параметрів.

X_1, Y_1 – координати рухомого об'єкта під час першого виміру відстані;
 X_2, Y_2 – координати рухомого об'єкта під час другого виміру відстані;
 X_c, Y_c – координати рухомої цілі під час другого виміру відстані;
 α_1, α_2 – дирекційні кути на ціль під час першого та другого вимірів відстані;
 D_1, D_2 – відстань до цілі під час першого та другого вимірів відстані;
 V_c – модуль швидкості цілі;
 γ – курсовий кут цілі.

Для визначення $X_c(t)$, $Y_c(t)$ координат цілі під час другого виміру відстані використовуємо наступні співвідношення [2]:

$$\left. \begin{aligned} X_{c_2} &= X_2 + D_2 \cos \alpha_2, \\ Y_{c_2} &= Y_2 + D_2 \sin \alpha_2. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Величини V_c модуля швидкості цілі та курсового кута цілі γ визначимо з формул:

$$V_c = \frac{\sqrt{(X_2 - X_1 + D_2 \cos \alpha_2 - D_1 \cos \alpha_1)^2 + (Y_2 - Y_1 + D_2 \sin \alpha_2 - D_1 \sin \alpha_1)^2}}{\tau_2 - \tau_1}, \quad (2)$$

$$\gamma = \arctg \frac{Y_2 - Y_1 + D_2 \sin \alpha_2 - D_1 \sin \alpha_1}{X_2 - X_1 + D_2 \cos \alpha_2 - D_1 \cos \alpha_1}. \quad (3)$$

Величини γ, V_c, X_c, Y_c є функціями багатьох змінних, які визначаються з похибками, що мають випадковий характер. Тоді ці величини можна розглядати як функції випадкових аргументів. Таким чином, в якості визначення їх похибок цілком природно взяти їх дисперсії. Для оцінки похибок визначення величин $X_c(t)$, $Y_c(t)$, γ , V_c скористаємося виразом [3]

$$\sigma_f^2 = \sum_{i=1}^N \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 \cdot \sigma_{x_i}^2. \quad (4)$$

Під f - розуміємо функції $\gamma, V_c, X_c(t), Y_c(t)$ під N - кількість аргументів, $\{x_i\}$ – множину аргументів.

Враховуючи, що кутові та лінійні величини вимірюються тими самими приладами, можна прийняти наступне: $\max(\sigma_X^2, \sigma_Y^2) \equiv \sigma_r^2$, $\max(\sigma_{\alpha_1}^2, \sigma_{\alpha_2}^2) \equiv \sigma_{ang}^2$, $\max(\sigma_{D_1}^2, \sigma_{D_2}^2) \equiv \sigma_{lin}^2$. Для скорочення викладок введемо позначення:

- $z_1 = Y_2 - Y_1 + D_2 \sin \alpha_2 - D_1 \sin \alpha_1$;
- $z_2 = X_2 - X_1 + D_2 \cos \alpha_2 - D_1 \cos \alpha_1$;
- $z_3 = (X_2 - X_1 + D_2 \cos \alpha_2 - D_1 \cos \alpha_1)^2 + (Y_2 - Y_1 + D_2 \sin \alpha_2 - D_1 \sin \alpha_1)^2$;
- $z_4 = (Y_2 - Y_1 - D_1 \sin \alpha_1) \sin \alpha_2$;
- $z_5 = (X_2 - X_1 - D_1 \cos \alpha_1) \sin \alpha_2$;
- $z_6 = D_2 + (X_2 - X_1 - D_1 \cos \alpha_1) \cos \alpha_2$;
- $z_7 = (Y_2 - Y_1 - D_1 \sin \alpha_1) \sin \alpha_2$;
- $z_8 = (Y_2 - Y_1 - D_1 \sin \alpha_1) \cos \alpha_2$;
- $z_9 = \frac{1}{\tau_2 - \tau_1}$;
- $z_{10} = \frac{D_2}{\tau_2 - \tau_1}$.

Із врахуванням цього, застосувавши формулу (4) до (2) та (3), після відповідних перетворень, отримуємо:

$$\sigma_\gamma^2 = G_r \cdot \sigma_r^2 + G_{lin} \cdot \sigma_{lin}^2 + G_{ang} \cdot \sigma_{ang}^2, \quad (5)$$

$$\sigma_{V_c}^2 = K_r \cdot \sigma_r^2 + K_{lin} \cdot \sigma_{lin}^2 + K_{ang} \cdot \sigma_{ang}^2, \quad (6)$$

де:

- $G_r = 2 \left(\frac{z_2 - z_1}{z_3} \right)^2$;
- $G_{lin} = 2 \left(\frac{z_8 - z_5}{z_3} \right)^2$;
- $G_{ang} = 2 \left(D_2 \frac{z_6 + z_7}{z_3} \right)^2$;

- $K_r = 2 \left(\frac{z_9(z_2 + z_1)}{z_3} \right)^2$;
- $K_{lin} = 2 \left(\frac{z_9(z_6 + z_7)}{z_3} \right)^2$;
- $K_{ang} = 2 \left(\frac{z_9(z_5 + z_4)}{z_3} \right)^2$.

Застосувавши формулу (4) до (1), після відповідних перетворень отримаємо:

$$\sigma_R^2 = \sigma_r^2 + 0.5 \cdot (\sigma_{lin}^2 + D^2 \sigma_{ang}^2)$$

де:

$$\max(\sigma_{X_C}^2, \sigma_{Y_C}^2) \equiv \sigma_R^2 \quad (7)$$

Бачимо, що при визначенні величин $\sigma_\gamma^2, \sigma_{V_c}^2, \sigma_R^2$, вони складаються з компонент, які обумовлені похибками визначення координат, вимірювання відстані та кутових величин, а саме:

- $G_r \sigma_r^2, K_r \sigma_r^2$ – компоненти, що пов’язані з навігаційними похибками, які виникають при визначенні координат об’єктів;
- $G_{lin} \sigma_{lin}^2, K_{lin} \sigma_{lin}^2$ – компоненти, які пов’язані з похибками далекоміра при вимірюванні відстані;
- $G_{ang} \sigma_{ang}^2, K_{ang} \sigma_{ang}^2$ – компоненти які пов’язані з похибками при вимірюванні кутів.

Проведемо порівняльний аналіз впливу складових компонент на величини $\sigma_{V_c}^2, \sigma_\gamma^2$ та σ_R^2 . Розрахунки будемо проводити для деяких проміжків значень параметрів для найбільш характерних варіантів розташування цілі та рухомого об’єкта. Зауважимо, що величини $\sigma_r = 20\text{ м}$, $\sigma_{ang} = 0.6^\circ$ та $\sigma_{lin} = 10\text{ м}$ є паспортними даними навігаційної системи, азимутального покажчика та припустимими похибками визначення відстані за допомогою лазерного далекоміру відповідно.

На рис. (2, 3, 4, 5.) наведено діаграми, які ілюструють поведінку складових у співвідношеннях (5, 6) при пробіганні величинами D, α вищезазначених проміжків. На рис. 2. та 3. величина σ_{V_c} визначається в м/с, на рис. 4. та 5. величина σ_γ визначається в поділках кутоміра.

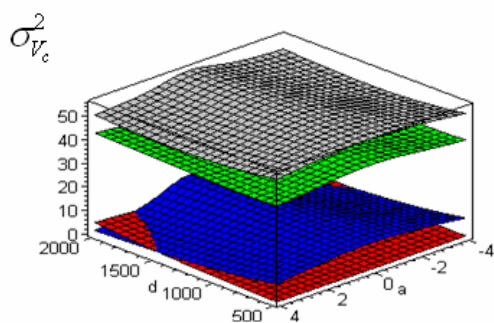


Рис. 2. Поведінка складових похибки $\sigma_{v_c}^2$ при переміщенні цілі на 10м за час між першим і другим вимірюваннями відстані

Зелений колір - $K_{\gamma}^2 \sigma_{\gamma}^2$, синій колір - $K_{lm}^2 \sigma_{lm}^2$,
червоний колір - $K_{ang}^2 \sigma_{ang}^2$, сірий колір - $\sigma_{v_c}^2$

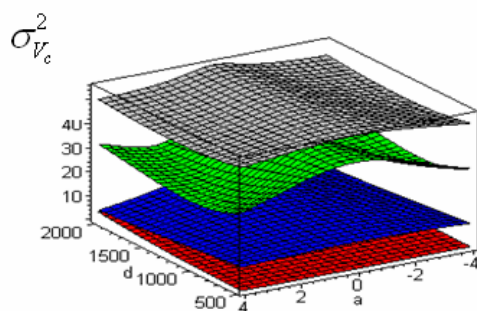


Рис.3. Поведінка складових похибки $\sigma_{v_c}^2$ при переміщенні цілі на 30м за час між першим і другим вимірюваннями відстані

Зелений колір - $K_{\gamma}^2 \sigma_{\gamma}^2$, синій колір - $K_{lm}^2 \sigma_{lm}^2$,
червоний колір - $K_{ang}^2 \sigma_{ang}^2$, сірий колір - $\sigma_{v_c}^2$

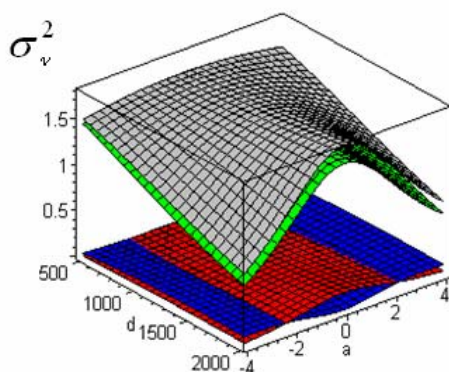


Рис. 4. Поведінка складових похибки σ_v^2 при переміщенні цілі на 10м за час між першим та другим вимірюваннями відстані

Зелений колір - $G_{\gamma}^2 \sigma_{\gamma}^2$, синій колір - $G_{lm}^2 \sigma_{lm}^2$,
червоний колір - $G_{ang}^2 \sigma_{ang}^2$, сірий колір - σ_v^2

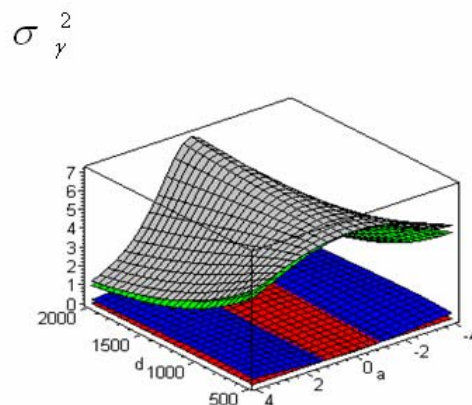


Рис.5. Поведінка складових похибки σ_{γ}^2 при переміщенні цілі на 20м за час між першим та другим вимірюваннями відстані

Зелений колір - $G_{\gamma}^2 \sigma_{\gamma}^2$, синій колір - $G_{lm}^2 \sigma_{lm}^2$,
червоний колір - $G_{ang}^2 \sigma_{ang}^2$, сірий колір - σ_{γ}^2

Аналіз розрахункового матеріалу дає можливість зазначити що на визначення величини σ_{γ} найменшим є вплив складової $G_{ang}^2 \sigma_{ang}^2$, яка власним походженням обумовлена похибками визначення кутів. Це дає можливість нею знехтувати.

При визначенні величин $\sigma_{v_c}^2, \sigma_{\gamma}^2$ домінуючий вплив мають складові G_r та K_r , які власним походженням обумовлені похибками навігаційної системи.

Висновки:

1. Запропоновано математичну модель оцінки похибок визначення параметрів руху цілі (швидкості, курсового кута, координат) з рухомого об'єкта координатним способом.

2. Основний внесок у похибку визначення параметрів цілі дають похибки навігаційної системи.
3. При точності навігаційної системи порядку 20м швидкість, курсовий кут та координати цілі визначаються з похибками 6-7м/с., 8-6 поділок кутоміра, 21м відповідно.
4. Спосіб визначення параметрів цілі є інваріантним щодо розтошування цілі та рухомого об'єкта, що є вагомою перевагою відносно інших способів.

Список використаної літератури

1. *Беляков В.Ф., Корольов В.М., Руденко К.В., Мельников В.В.* Аналіз тенденцій розвитку систем зовнішнього цілевказування в механізованих підрозділах провідних країн світу та підрозділах Збройних Сил України // Сучасні досягнення геодезії. – 2008. – №2. – С. 31-71.
2. *Лекции по курсу “Количественные методы оценки эффективности бронетанковой техники”.* – М.: ВА БТВ, 1973. – 94 с.
3. *Вентцель Е.С.* Курс теории вероятности. – М.: Физ-матгиз, 1962. – 465 с.
4. *Горбунов В.А.* Эффективность обнаружения целей. – М.: Воениздат, 1980. – 160 с.
5. *Суворов С.И.* Системы управления огнем танков и БМП. – Техника и вооружение. – 2004. – № 11. – С. 18-21.
6. *Романов Н.И.* Теория стрельбы из танков. – М.: ВА БТВ, 1973. – 424 с.
7. *Корольов В.М.* Оцінка точності вирішення третьої навігаційної задачі // Наукові вісті НГТУ „КПІ” – 2005. – № 4. – С. 115-117
8. *Корольов В. М.* Обґрунтування точнісних вимог до визначення орієнтовних напрямків (ОН) координатним способом для наземних рухомих об'єктів (НРО) // Геодез., картогр. та аерофотознім. – 2005. – №2. – С. 17-19

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСОВОГО ПОВОРОТА ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ВИЗУАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Кортунов В.И., Будченко А.С., Кравчук А.С.

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского

«Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина.

80675779014, and_10000@mail.ru

Введение

Для решения задачи нахождения курсового поворота и угла сноса на основе визуальной информации можно использовать перспективные модели преобразования (шести и восьми параметровые) [1,2], что приводит к сложности использования алгоритмов построенных на их базе в системах реального времени. В связи с этим становится актуальной задача минимизации вычислительных затрат.

1. Анализ существующих методов формирования курсового поворота

В настоящее время известны следующие методы решения данной задачи:

1. Поиска особенностей на изображении (feature-based)[3-6];
2. Выбора области на изображении (area-based)[7];
3. Инвариантные к параметрам[9-11];
4. Многоэтапного поиска параметров модели[12];
5. На принципе навигации насекомых[13,14].

Проведем более подробный анализ применяемых методов. В связи с тем, что анализ производится применительно для систем управления автономными аппаратами, далее будут представлены ссылки на работы, связанные с данной областью, а именно, использующиеся для навигации и ориентации подвижного объекта.

1.1 Методы поиска особенностей на изображении (feature-based)

Метод основан на выделение особенностей на изображении. Под особенностями здесь понимаются: области (леса, озера, поля), линии (области границ, береговые линии, дороги, реки) или точки (углы областей, пересечения линий).

Принцип работы данных методов можно разбить на три этапа:

1) Нахождение особенностей (Feature detection). Производится нахождение выступающих (заметных) или отличающихся объектов (замкнутые области границ, края, контуры, пересекающиеся линии, углы, и.т.д.). Для дальнейшей обработки эти особенности могут быть представлены при помощи их характерных точек (окончания линий, отличающиеся точки).

2) Сопоставление особенностей (Feature matching). Находится соответствие между особенностями на принятом и установленными на предыдущем (текущем) изображении. Такое сравнение особенностей производится при помощи различных мер подобия (кросс-корреляция, метод наименьших квадратов, и.т.д.).

3) Оценка параметров модели преобразования (Transform model estimation). На этом этапе производится оценивание типов и параметров преобразования изображения, при помощи мер подобия.

Выполнение каждого из этих шагов имеет некоторые проблемы. Первая, необходимо знать какого типа особенности подходят для поставленной задачи. Они должны быть отличающимися объектами, которые распространяются на все изображение, а также которые легко определяются. Найденное множество особенностей на текущем и принятом изображениях должны иметь достаточное количество общих элементов. На шаге сопоставления особенностей, причиной проблем являются ошибочно определенные особенности или произошедшие искажения изображения. Сопоставленные особенности могут быть различными при различных условиях формирования изображения и/или при различной чувствительности датчиков. Одиночные особенности без сопоставляемых копий в других изображениях не должны оказывать влияние на качество. Тип преобразования модели может выбираться согласно предварительно известной информации об ожидаемых искажениях изображения или в случае, если предварительная информация не доступна, модель должна быть гибкой и достаточно общей для работы со всеми возможными искажениями. Кроме того необходимо устранять ложно сопоставленные точки, что в свою очередь является сложной задачей.

Примеры работ, которые используются для наземных роботов представлены в [3-5], а для беспилотных летательных аппаратов в работе [6].

Недостатки этих методов:

1. Необходимость наличия на изображении достаточного количества отличающихся и легко находимых объектов;
2. Необходимо производить предварительный поиск особенностей на изображении;
3. Отслеживание особенностей в течении всего времени;
4. Возможность нахождения ошибочно сопоставленных точек.

Достоинствами является высокая точность определения параметров и слабая чувствительность к изменению геометрической формы изображения, изменениям освещенности.

1.2 Методы выбора области на изображении (area-based)

Методы выбора области на изображении работают с выбранной областью или с целым изображением и не требуют нахождения особенностей. Также их иногда называют корреляционными методами, объединяя шаг определения особенностей с шагом сопоставления.

Данные методы работают с изображениями, которые подвержены сдвигу, при этом для нахождения смещения используются прямоугольные окна. В случае, когда изображения деформированы, при помощи более сложных преобразований окно прямоугольной формы, может быть преобразовано в некоторую другую форму - окружность. Сравнение сформированных окон нарушается, если между изображениями присутствуют более сложные преобразования, подобные перспективным.

Другой недостаток методов выбора области на изображении относится к наличию информативности в содержании окна. Высока вероятность, что окно содержит гладкую область без выделяющихся деталей и сопоставление может быть некорректным с другой областью в текущем изображении не имеющей отличительных особенностей. Окна, которые выбираются, часто не основываются на их содержании.

Обычно методы выбора области на изображении используют кросс-корреляцию для сопоставления непосредственно интенсивностей изображения. Следовательно, они чувствительны к изменениям интенсивности, объясняемые, к примеру шумом, изменением освещения, и/или использованием датчиков различного типа.

Методы выбора области на изображении предпочтительней применять, когда изображения не имеют много выделяющихся деталей и отличительная информация обеспечивается уровнем яркости/цветом.

Пример работы использующей данный метод представлен в [7].

Недостатками этих методов является чувствительность к изменению геометрической формы изображения и изменениям освещенности, а также возможна ситуация, когда выбранное окно не содержит информативности, что приводит к ошибочному нахождению параметров.

Достоинствами является отсутствие необходимости производить предварительный поиск особенностей на изображении, а также по сравнению с методами поиска особенностей на изображении, меньшее количество требуемых вычислительных затрат

1.3 Методы инвариантные к параметрам

Для данной группы методов характерно нахождение таких точек на изображении, которые являются инвариантными к одному из параметров модели (к примеру, масштабирование, поворот). Для нахождения таких точек могут быть использованы специальные детекторы [8]. Примеры работ по данной тематики представлены в [9-11].

1.4 Методы многоэтапного поиска параметров модели

Четвертая группа методов включает в себя вторую и третью группу методов, отличие лишь заключается в том, что задача нахождения параметров

производится в два этапа. Сперва производится нахождение одного параметра (путем некоторых упрощений), а затем определяются все остальные параметры.

Примером данного класса является работа [12]. Хотя данная работа и не относится к управлению автономными аппаратами, в ней показан алгоритм нахождения параметров сдвига и угла поворота между двумя изображениями путем упрощенной формы нахождения параметра масштабирования.

К недостаткам можно отнести упрощения при нахождении параметров, что влияет на точность.

1.5 Методы использующие принцип навигации насекомых

Особенностью группы методов является использование специализированной оптической системы построенной на базе фоторецепторов насекомых. Примеры работ по данной тематике можно найти в [13,14], в которых используется специализированная оптическая система, построенная на базе фоторецепторов насекомых. Данные методы в основном применимы для обхода объекта от преград и применяются для мини беспилотных летательных аппаратов.

2. Метод формирования угла поворота по областям изображения

Исходя из проведенной классификации видно, что в приведенных работах решаются следующие задачи: нахождения смещения, обхода преград объектом преград, либо задача корректировки, но ни в одной из работ не решается задача нахождения значений угла поворота между двумя изображениями (курсовой поворот). Для решения задачи нахождения курсового поворота предлагается метод, который относится к группе методов выбора области на изображении. Данный метод позволяет определять курсовой поворот и угол сноса (находится по смещению между двумя изображениями).

Рассмотрим метод нахождения геометрического смещения на плоскости и определения угла поворота между двумя изображениями, полученными при помощи оптических приемников изображения. Метод работает в реальном времени, производя сравнение двух изображений – предыдущего с последующим. Сравнение изображений осуществляется при помощи взаимнокорреляционной функции по фрагментам изображения в отсутствии априорной информации (эталонной карты).

На основе предложенного метода разработаны алгоритмы обработки двух изображений, использующихся для нахождения смещение и угла поворота между ними, а также произведено их моделирование. Исходными данными для моделирования алгоритмов являлись два изображения, одно из которых было смещено в плоскости и повернуто на определенный угол. Исследовались изображения с различным типом подстилающей поверхности (яркостной функции).

Моделирование алгоритмов проведено для окон различных размеров (64×64, 32×32, 16×16, 8×8 точек). Результаты работы алгоритмов представлены

в виде зависимостей ошибки определения угла поворота от истинного значения поворота изображения и представлены на рис. 2.1.

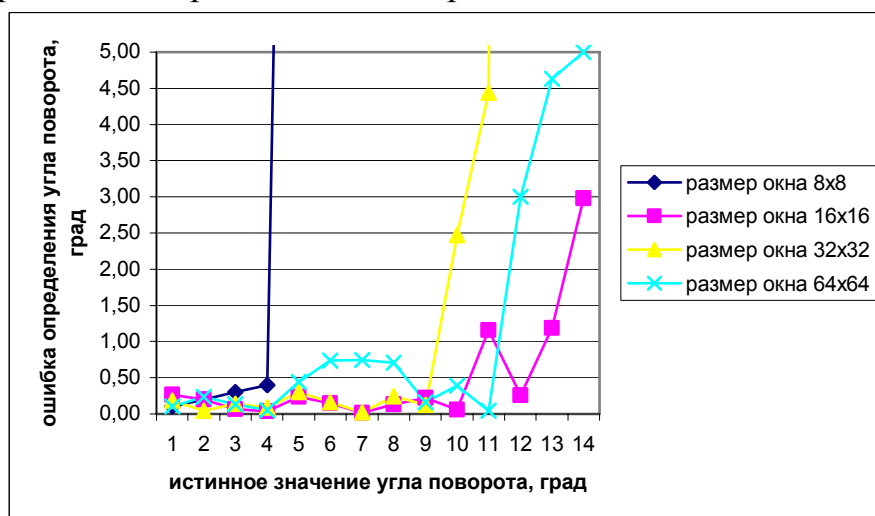


Рисунок 2.1 – Зависимость ошибки определения угла поворота от истинного значения угла поворота изображения для тестового изображения с размерами окон 8×8, 16×16, 32×32, 64×64 точек.

Установлено, что окна малого размера являются менее чувствительными к искажениям вносимым поворотом изображения, но при этом использование малых окон практически невозможно на изображениях с большими однородными участками.

Также проведено сравнение работы алгоритмов и результаты показаны в виде зависимостей ошибки определения угла поворота от истинного значения угла поворота изображения, что показано на рис. 2.2.



Рисунок 2.2 – Зависимость ошибки определения угла поворота для быстрого алгоритма.

Разработанный алгоритм позволяет получать относительное смещение между двумя изображениями, а также определять угол поворота. Он предназначен для определения пространственного положения объекта, который может использоваться в системах управления подвижными

объектами. Достоинством алгоритма считается отсутствие потребности в априорных данных, простота реализации и высокое быстродействие.

Недостатком является ограничение по определению угла поворота (определяются углы до значений 15°), а также отсутствие точной привязки к абсолютным координатам карты местности.

Заключение

Проведен анализ существующих методов формирования угла поворота исходя, из которого была поставлена задача нахождения значений угла поворота между двумя изображениями. Для решения задачи был предложен метод формирования угла поворота по областям изображения, который относится к группе методов выбора области на изображении. На основе предложенного метода разработаны алгоритмы обработки последовательности изображений, использующихся для нахождения смещение и угла поворота, которые позволяют определять углы до значений 15° .

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Роджерс Д. Математические основы машинной графики: Пер. с англ. / Д. Роджерс, Дж. Адаме. – М.: Мир, 2001. – 604с.
2. Цифровая обработка изображений в информационных системах.: Учебное пособие. / И.С. Грузман, В.С. Киричук, В.П. Косых, Г.И. Перетягин. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2000. – 168,с.
3. Liang B. Visual Navigation Using Planar Homographies / B.Liang, N. Pears. // In Proc. of IEEE Int'l Conf. on Robotics and Automations (ICRA) – 2002. – №1 – С. 205–210.
4. Pears N. Ground Plane Segmentation for Mobile Robot Visual Navigation / N. Pears, B. Liang. // In Proc. of IEEE Int'l Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS) – 2001. – С. 1513–1518.
5. Лукьянов А.А. Локальный метод визуальной навигации мобильного робота на основе совмещения фрагментов изображений трехмерных сцен / А.А. Лукьянов // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2005. – №5 – С. 28-36.
6. Detection and Tracking of External Features in an Urban Environment Using an Autonomous Helicopter / L.O. Mejias, S. Saripalli, G.S. Sukhatme, P.C. Cervera. // In Proc. of IEEE Int'l Conf. on Robotics and Automation (ICRA) – 2005. – С. 3972–3977.
7. Гришин В.А. Алгоритмы установления соответствия при обработке изображений для решения задач управления посадкой летательных аппаратов / В.А. Гришин, И.М. Книжный, К.Е. Хренкин // Институт космических исследований РАН, Москва.
8. Mikolajczyk K. Scale & Affine Invariant Interest Point Detectors / K. Mikolajczyk, C. Schmid // International Journal of Computer Vision – 2004. – №60(1) – С. 63–86.

9 *Котов В.В.* Оценка смещения фона при многокадровой обработке в системах технического зрения / В.В. Котов // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2005. - №3.

10. *Stephen Se.* Vision-based Mobile Robot Localization And Mapping using Scale-Invariant Features / Se Stephen, Lowe David, Jim Little // Department of Computer Science University of British Columbia Vancouver, B.C. V6T 1Z4, Canada.

11. *Lowe D.G.* Object Recognition From Local Scale Invariant Features. / D.G. Lowe // In Proc. of International Conference on Computer Vision (ICCV) – 1999. – С. 1150–1157.

12. *Солдатов С.А.* Быстрое и надежное определение глобального движения в видеооследовательностях / С.А. Солдатов, К.Н. Стрельников, Д.С. Ватолин // МГУ им. Ломоносова, факультет Вычислительной Математики и Кибернетики, лаборатория Компьютерной графики // Москва, Россия. www.graphics.cs.msu.ru

13. *Netter T.* A Robotic Aircraft that Follows Terrain Using a Neuromorphic Eye / T. Netter, N. Franceschini // In Proc. of IEEE Int'l Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS) – 2002. – №1 – С. 129–134.

14. *Van der Zwaan S.* An Insect Inspired Visual Sensor for the Autonomous Navigation of a Mobile Robot / S. van der Zwaan, J. Santos-Victor // In Proc. of the Seventh International Symposium on Intelligent Robotic Systems (SIRS) – 1999.

Методика побудови обмеження профілю польоту літака у задачах вертикальної навігації за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості

С. В. Морозов, АНТК ім. О. К. Антонова

In the article there is the terms present rate of climb and stocked of present rate of climb. After the criterion of stocked of present rate of climb limitations of type of flight of airplane in the automatic mode "Vertical navigation" with providing of failure of airplane to appear outside the possible of attack and speed of knocking down are formed.

Вступ

Задана вертикальна швидкість літака відображає потрібний профіль польоту. Відомі сучасні системи автоматичного керування літаком в режимі "Вертикальна навігація", які використовують канал керма висоти для забезпечення цілеспрямованим керуванням заданою вертикальною швидкістю. При цьому канал тяги забезпечує автоматичну стабілізацію заданої приладної швидкості. Такий підхід суттєво ускладнює алгоритм формування заданої вертикальної швидкості обчислювальною системою керування з урахуванням обмеження наявної тяги літака в залежності від режиму польоту.

В статті запропоновані поняття наявна вертикальна швидкість та запас наявної вертикальної швидкості. За критерієм запасу наявної вертикальної швидкості формуються обмеження профілю польоту літака у автоматичному режимі керування "Вертикальна навігація" з забезпеченням невиходу літака за межі сигнального (допустимого) кута атаки та швидкості звалювання.

Постановка задачі дослідження

Обмеження вертикального профілю польоту літака обумовлені межею сигнального кута атаки та швидкості звалювання. Необхідно забезпечити невихід літака за межі сигнального кута атаки та швидкості звалювання у автоматичному режимі керування "Вертикальна навігація", якій формує задану вертикальною швидкість (вертикальний профіль польоту) при зміні наявної тяги в залежності від режиму польоту.

Головним способом невиходу літака за межі сигнального кута атаки та швидкості звалювання будемо вважати забезпечення заданої максимальної вертикальної швидкості не більше, ніж наявна вертикальна швидкість, яка враховує наявну тягу двигуна.

Наявна вертикальна швидкість та запас наявної вертикальної швидкості. Дослідження вертикального профілю польоту літака.

З метою дослідження поставленої задачі сформуємо алгоритм автоматичного керування вертикальною швидкістю літака за допомогою тангажного автопілоту та алгоритм автоматичного керування приладною швидкістю за допомогою автомата тяги [1]. Для тангажного автопілоту алгоритм автоматичного керування вертикальною швидкістю буде мати вигляд

$$\delta_B = K_{\omega z} \omega_z + K_g (\vartheta - \vartheta_0) + K_{Vy} (V_y - V_{y \text{ зад}}). \quad (1)$$

У виразі (1) та наступних, позначення параметрів динаміки польоту літака відповідають ГОСТ 20058-80, ϑ_0 - кут тангажу у час включення режиму керування вертикальною швидкістю; $K_{\omega z}$, K_g , K_{Vy} - передаточні числа по тракту відповідних параметрів, вказаних в індексах; V_y , $V_{y \text{ зад}}$ - змінна та задана вертикальна швидкість літака.

Алгоритм автоматичного керування приладною швидкістю за допомогою автомата тяги запишемо згідно [1] у вигляді

$$\delta_P = K_{\omega z}^p \omega_z + K_g^p (\vartheta - \vartheta_0) - K_{nx}^p n_x + K_{V_{PP}} (V_{PP \text{ зад}} - V_{PP}), \quad (2)$$

де δ_P - відхилення ручки керування двигуном; $K_{\omega z}^p$, K_g^p , K_{nx}^p , $K_{V_{PP}}$ передаточні числа регулятора відповідних параметрів; $V_{PP \text{ зад}}$, V_{PP} - задана та змінна приладна швидкість літака.

Для аналізу якості керування вертикальною швидкістю введемо поняття наявної вертикальної швидкості. Згідно [2] запишемо рівняння поздовжнього руху літака в траєкторній системі координат з використанням перевантажень:

$$\begin{cases} \dot{V}_\kappa = g(n_{xa} - \sin \theta); \\ \dot{\theta} = \frac{g}{V_\kappa} (n_{ya} \cos \gamma_a + n_{za} \sin \gamma_a - \cos \theta); \\ \dot{H} = V_\kappa \sin \theta. \end{cases} \quad (3)$$

Прийнявши допущення про прямолінійність польоту в сталому виході на задану висоту ($\theta = \text{const}$) за відсутності крену, ковзання і в умовах відсутності вітру, отримаємо наступну систему рівнянь руху літака:

$$\begin{cases} \dot{V}_K = g(n_{xa} - \sin \theta); \\ n_{ya} = \cos \theta; \\ \dot{H} = V_K \sin \theta. \end{cases} \quad (4)$$

Розрізняють геометричну швидкість і енергетичну швидкість [3]. Рівняння геометричної швидкості має вигляд

$$\dot{H} = V_y = V_K \sin \theta, \quad (5)$$

а енергетичної швидкості -

$$\dot{H}_e = V_{ye} = n_{xa} V_K. \quad (6)$$

Знайдемо зв'язок між швидкостями (5) і (6). Помноживши ліву частину і праву частину першого рівняння системи (4) на V_K / g , отримаємо

$$\dot{V}_K \frac{V_K}{g} = n_{xa} V_K - V_K \sin \theta. \quad (7)$$

Представивши

$$\dot{V}_K = \frac{dV_K}{dH} \cdot \frac{dH}{dt} = \frac{dV_K}{dH} V_y,$$

з (5)-(7) знайдемо

$$V_y = \frac{n_{xa} V_K}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}} = \frac{((P(H_{aep}, T_{zn}, V, \delta_P) \cos \varphi_{\delta\phi} - X_a) V_K) / mg}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}}. \quad (8)$$

Тут $\varphi_{\delta\phi}$ - кут установки двигуна. З (8) витікає, що геометрична вертикальна швидкість літака визначається тягою двигунів, яка залежить від висоти аеродрому H_{aep} , температури зовнішнього повітря T_{zn} , дійсної повітряної швидкості V та відхилення ручки керування двигуна, тобто режиму двигуна. Крім того, на величину геометричної вертикальної швидкості впливає розгін та гальмування за висотою $\frac{dV_K}{dH}$, маса літака, конфігурація крила літака, що

визначає індуктивну складову лобового опору X_a . З рівняння (8) слідує, що максимальна вертикальна швидкість в основному визначається наявною тягою двигунів. Для польоту по заданому профілю наявна тяга двигунів обмежена максимально продовженим режимом роботи двигунів.

Назвемо наявною вертикальною швидкістю вертикальну швидкість, котра визначена за максимально продовженим режимом роботи двигунів і враховує зовнішні умови польоту, розгін та гальмування за висотою, масу літака, конфігурацію крила літака. Наявна вертикальна швидкість визначається

формулою
$$V_{yn} = \frac{n_{xan} V_K}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}} = \frac{((P(H_{aep}, T_{zn}, V, \delta_{PM}) \cos \varphi_{\delta\phi} - X_a) V_K) / mg}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}},$$

(9) де δ_{PMI} - положення ручки керування двигунами для формування максимально продовженого режиму роботи двигунів.

Назвемо запасом наявної вертикальної швидкості різницю між наявною вертикальною швидкістю та заданою вертикальною швидкістю

$$\Delta_{VY} = V_{yи} - V_{yЗад}.$$

Нижче наведені результати моделювання польоту відомого за своїми аеродинамічними характеристиками та характеристиками турбогвинтового двигуна літака типу АН пасажирського призначення з урахуванням розрахунку наявної вертикальної швидкості у заданих режимах польоту: 1) $H_0 = 5000 \text{ м}$, $V_{ПРЗад} = 280 \text{ км/год}$, $V_{yЗад} = 4 \text{ м/с}$, (рис. 1, 2); 2) $H_0 = 5000 \text{ м}$, $V_{ПРЗад} = 280 \text{ км/год}$, $V_{yЗад} = 6 \text{ м/с}$, (рис. 3, 4). Видно, що відсутність запасу наявної вертикальної швидкості, тобто $\Delta_{VY} < 0$, суттєво впливає на точність стабілізації заданої приладної та вертикальної швидкості літака і формує тенденцію наближення кута атаки до допустимої величини.

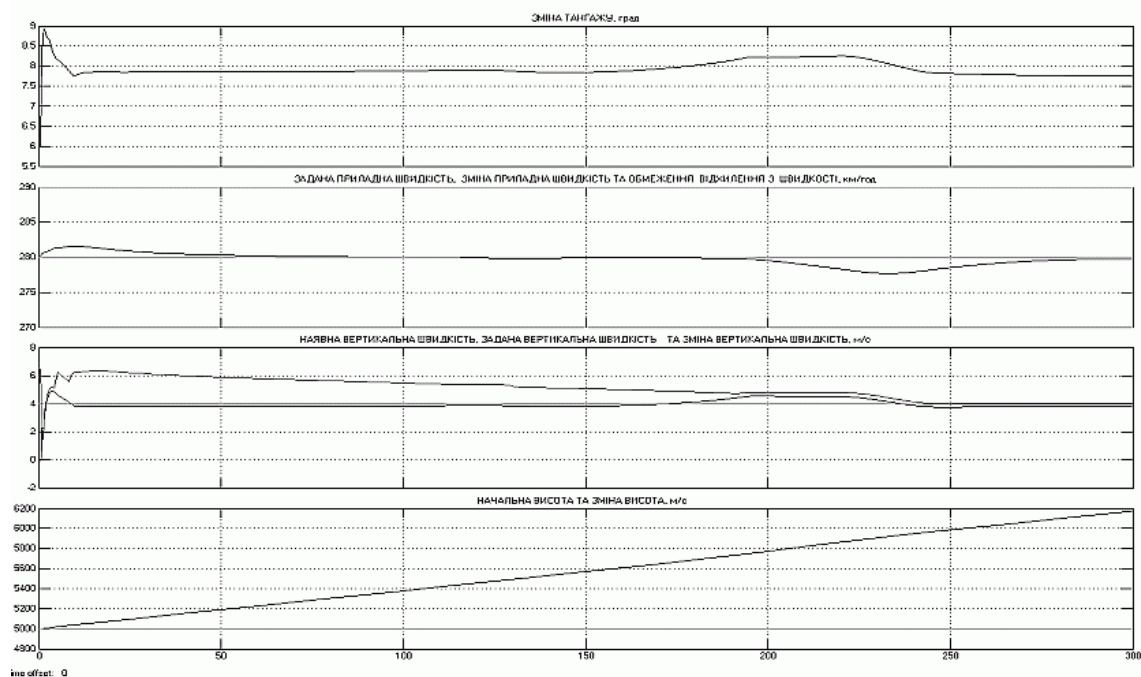


Рис. 1. Достатній запас наявної вертикальної швидкості $\Delta_{VY} > 0 \text{ м/с}$.

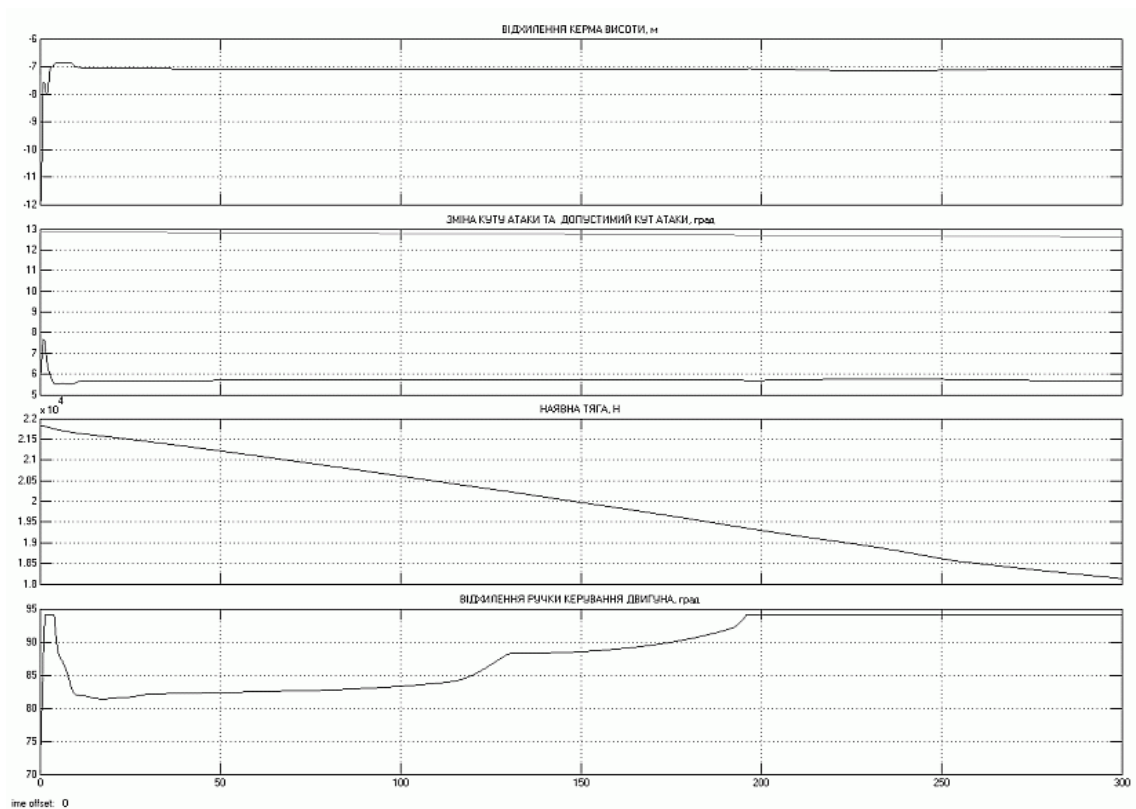


Рис. 2 Відхилення ручок керування двигуна знаходиться в межах відповідно до режиму максимально продовженому.

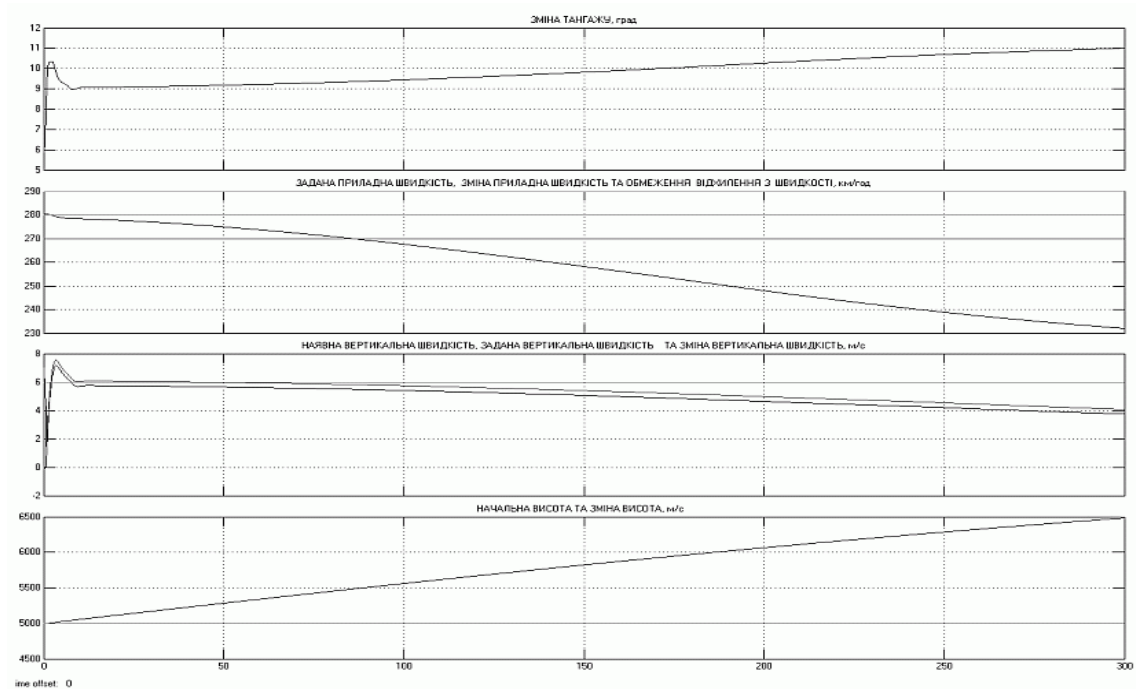


Рис. 3. Недостатній запас наявної вертикальної швидкості $\Delta_{vy} < 0 \text{ м/с}$ та спостерігається тенденція нестійкості за приладною швидкістю після 10 сек.

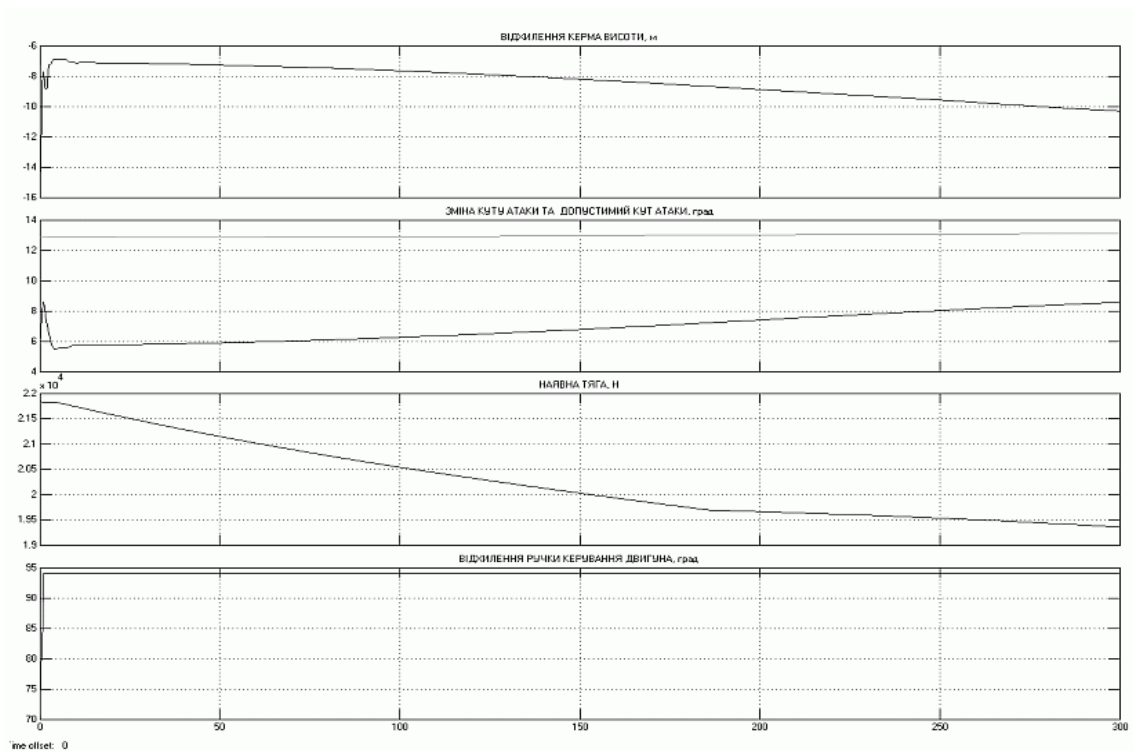


Рис. 4. Відхилення ручок керування двигуна знаходиться в граничному положенні відповідно до режиму максимально продовженому.

Формування обмеження профілю польоту літака за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості. Дослідження вертикального профілю польоту літака.

Для забезпечення невиходу літака за межі сигнального кута атаки та за межі швидкості звалювання у автоматичному режимі керування вертикальною швидкістю введемо критерій у загальному вигляді

$$I = |\Delta_{VY}| = |V_{yn} - V_{Y3AD}| \geq \Delta_{VY3AD} \text{ м/с} \quad (10)$$

При виконанні умови (10) треба автоматично змінити величину заданої вертикальної швидкості відповідно до типу літака. Задамо, наприклад, критерій (10) у вигляді

$$I = |\Delta_{VY}| = |V_{yn} - V_{Y3AD}| \geq 0,5 \text{ м/с}.$$

На рис. 5, 6 наведено результати моделювання автоматичної зміни заданої вертикальної швидкості за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості. Таким чином, обмеження вертикального профілю польоту безпосередньо відображаються обмеженням на задану вертикальну швидкість V_{Y3AD} . Такий профіль польоту є граничним і повинен враховуватися при формуванні заданого профілю у обчислювальній системі керування літаком.

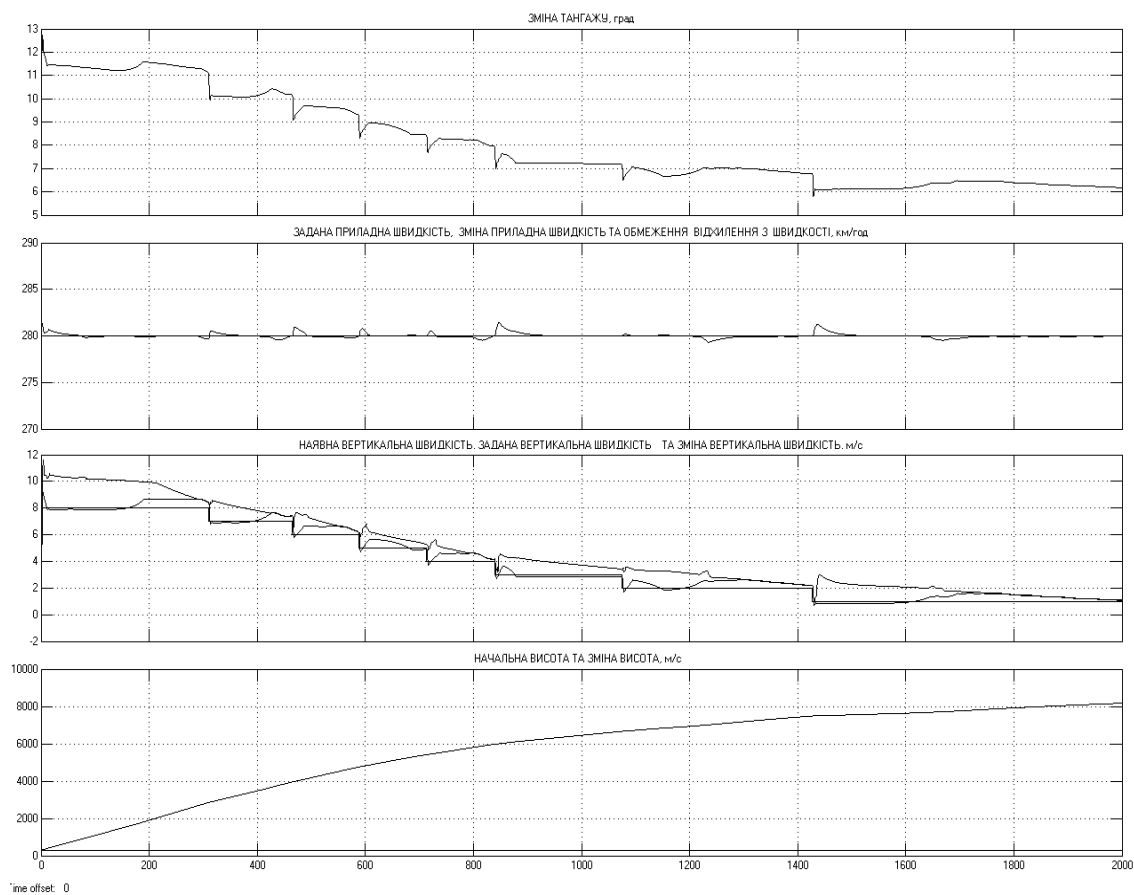


Рис. 5

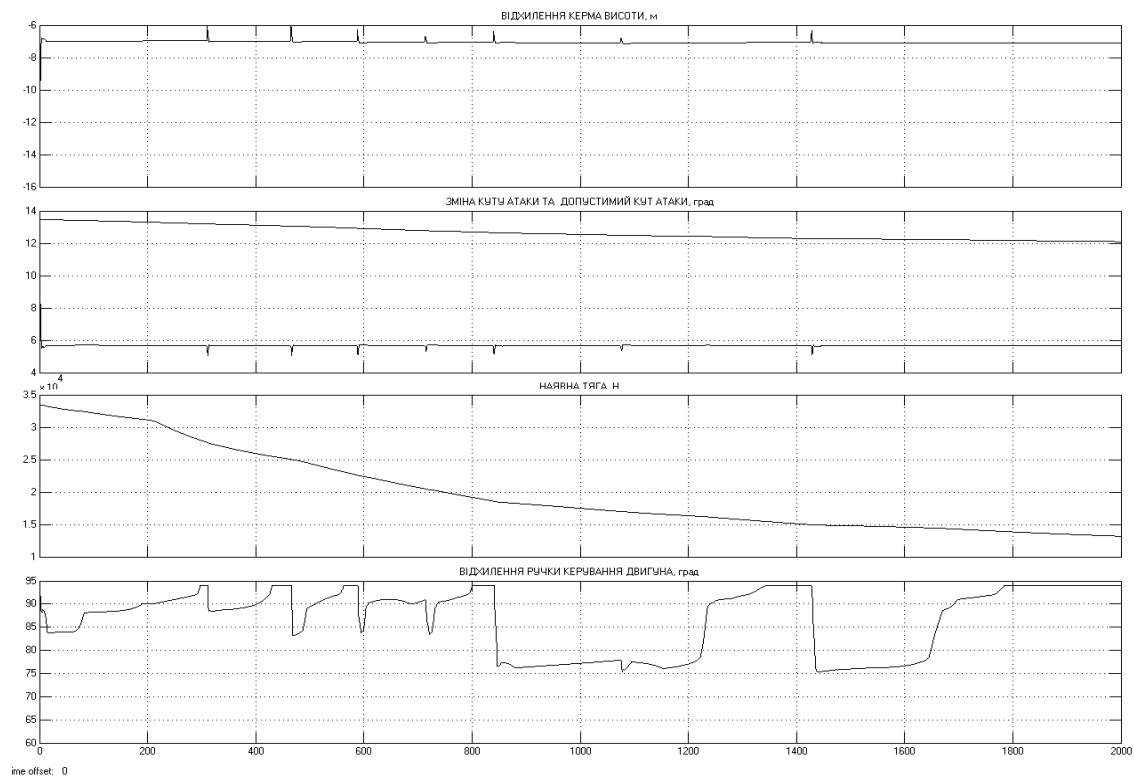


Рис. 6

Висновки

Таким чином, запропонована методика формування максимальної вертикальної швидкості за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості (10) формує обмеження профілю польоту, що забезпечує невихід літака за межі сигнального кута атаки та швидкості звалювання у задачах вертикальної навігації.

Література

1. *В.М.Синєглазов, М.К.Філяшкін.* Автоматизовані системи управління повітряних суден. К. : НАУ, 2003. – 502 с.
2. *В.Н.Буков.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. лит., 1987. –232с.
3. *С. В. Морозов.* Автоматичний вихід на друге коло по критерію енергетичного швидкісного підйому літака. – Київ: Вісник КПІ №2, 2008р.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ
РАЗДЕЛЯЮЩЕЙСЯ ГОЛОВНОЙ ЧАСТЬЮ

Рюмин М.Н., ведущий инженер-математик
НПП «Хартрон-Аркос», г. Харьков, Украина
rymin_m@mail.ru

Введение

В настоящей работе рассматривается задача управления движением разделяющейся головной частью (РГЧ) с непрерывно работающим маршевым двигателем.

Управление РГЧ в процессе отделения боевых блоков (ББ) включает в себя две задачи:

- управление центра масс изделия (задача наведения);
- управление вокруг центра масс (задача ориентации и стабилизации).

Задача наведения заключается в наборе объектом управления требуемых продольной и боковой скоростей. Управление вокруг центра масс включает в себя угловую стабилизацию изделия в процессе набора линейных скоростей и пространственную переориентацию объекта управления.

Рассматриваемая задача управления движением РГЧ осложняется тем фактом, что в процессе отделения ББ изделие становится существенно несимметричным – значительное смещение центра масс изделия относительно продольной оси, все три осевые момента инерции имеют различные значения, центробежные моменты инерции сравнимы с осевыми. Определение существенно несимметричной ракеты было дано в [1]. Там же говорилось и о проблемах управления асимметричным объектом.

Угловое маневрирование таким изделием с непрерывно работающим двигателем неизбежно связано с нерациональным расходом топлива через работающий двигатель. С целью минимизации энергетических затрат двигательной установки при управлении движением РГЧ в настоящей работе предлагается следующее:

- комбинированное регулирование программного движения РГЧ, при котором регулирование систематических и программных возмущений производится на разомкнутой схеме регулирования, а регулирование случайных возмущений – на замкнутой схеме [1,2];
- линейное преобразование управляющих сигналов, учитывающее центробежные моменты инерции РГЧ, для исключения взаимовлияния каналов стабилизации;
- точное прогнозирование приращений скорости ЦМ РГЧ на участках программных разворотов по конечным аналитическим выражениям;
- точное прогнозирование времени разворота с учетом номинальных массово-инерционных характеристик объекта с помощью итерационной процедуры.

-

1. Математическая модель движения РГЧ

1.1 Системы координат

В настоящей работе используются следующие системы координат (СК): начальная стартовая СК (НССК) $Ox_0y_0z_0$; связанная СК (ССК) $O_1x_1y_1z_1$; программная связанная СК (ПССК) $O_3x_3y_3z_3$; баллистическая СК $Mv\lambda_L\lambda_B$; навигационная СК $Nv\kappa\eta$.

Связь между НССК и ССК определяется матрицей:

$$A_{01} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta_\Gamma \cos\varphi_\Gamma + & -\sin\vartheta_\Gamma \cos\varphi_\Gamma + & \sin\varphi_\Gamma \cos\psi_\Gamma \\ +\sin\vartheta_\Gamma \sin\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma & +\cos\vartheta_\Gamma \sin\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma & \\ \sin\vartheta_\Gamma \cos\psi_\Gamma & \cos\vartheta_\Gamma \cos\psi_\Gamma & -\sin\psi_\Gamma \\ -\cos\vartheta_\Gamma \sin\varphi_\Gamma + & \sin\vartheta_\Gamma \sin\varphi_\Gamma + & \cos\varphi_\Gamma \cos\psi_\Gamma \\ +\sin\vartheta_\Gamma \cos\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma & +\cos\vartheta_\Gamma \cos\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma & \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Углы φ_Γ , ψ_Γ , ϑ_Γ соответствуют углам, снимаемым с датчиков на осях карданова подвеса гиросtabilизированной платформы (ГСП). ГСП – трехрамочная с внешней тангажной осью.

Связь между программной связанной $O_3x_3y_3z_3$ и начальной стартовой $Ox_0y_0z_0$ СК определяется матрицей A_{03} , в которую вместо гироскопических углов φ_Γ , ψ_Γ , ϑ_Γ подставляются программные углы ориентации $\varphi_{пр}$, $\psi_{пр}$, $\vartheta_{пр}$.

Положение баллистической СК $Mv\lambda_L\lambda_B$ определяется в НССК матрицей:

$$A_{60} = \begin{bmatrix} \sin\alpha \cos\gamma \cos\beta - \sin\gamma \sin\beta & -\cos\gamma \cos\alpha & -\sin\alpha \cos\gamma \sin\beta - \sin\gamma \cos\beta \\ \cos\beta \cos\alpha & \sin\alpha & -\cos\alpha \sin\beta \\ \cos\gamma \sin\beta + \sin\gamma \cos\beta \sin\alpha & -\sin\gamma \cos\alpha & \cos\gamma \cos\beta - \sin\gamma \sin\beta \sin\alpha \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Матрица перехода от баллистической СК к навигационной имеет вид:

$$A_{76} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\kappa & \sin\kappa \\ 0 & -\sin\kappa & \cos\kappa \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Положение программной связанной СК $O_3x_3y_3z_3$ относительно навигационной определяется матрицей программных углов $\eta_{пр}$ и $\sigma_{пр}$:

$$A_{73} = \begin{bmatrix} \cos\eta & \sin\eta & 0 \\ -\sin\eta \cos\sigma & \cos\eta \cos\sigma & \sin\sigma \\ \sin\eta \sin\sigma & -\cos\eta \sin\sigma & \cos\sigma \end{bmatrix}. \quad (4)$$

1.2 Уравнения движения РГЧ

Уравнение движения центра масс объекта управления запишем в виде:

$$\dot{\vec{W}}_0 = \frac{1}{m} A_{01} \cdot \vec{F}_1, \quad (5)$$

где $\vec{F}_1 = (F_{x_1}, F_{y_1}, F_{z_1})$ – вектор силы тяги, создаваемый тягой четырех камер сгорания (КС).

Запишем выражения для вектора $\vec{F}_1$ в соответствии со схемой компоновки КС на изделии (рис.1):

$$\begin{cases} F_{x_1} = -\frac{P}{4}(\cos\delta_1 + \cos\delta_2 + \cos\delta_3 + \cos\delta_4); \\ F_{y_1} = \frac{P\sqrt{2}}{8}(-\sin\delta_1 - \sin\delta_2 + \sin\delta_3 + \sin\delta_4); \\ F_{z_1} = \frac{P\sqrt{2}}{8}(\sin\delta_1 - \sin\delta_2 - \sin\delta_3 + \sin\delta_4), \end{cases} \quad (6)$$

где δ_i – угол поворота i -ой КС.

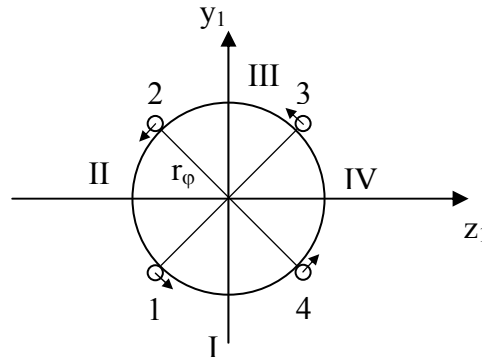


Рис. 1. Компоновочная схема РГЧ

Уравнение динамики углового движения объекта управления:

$$J\ddot{\omega}_1 + \bar{\omega}_1 \times J\bar{\omega}_1 = \bar{M}_1, \quad (7)$$

где J – тензор инерции; M_1 – управляющий момент, определяемый по формуле:

$$\bar{M}_1 = \bar{r}_1 \times \bar{F}_1. \quad (8)$$

Уравнение движения рулевых приводов:

$$\delta_i = \frac{1}{T \cdot p + 1} \cdot \varepsilon_{yi}, \quad (i = \overline{1, 4}) \quad (9)$$

где ε_{yi} – управляющий сигнал системы стабилизации, T – постоянная времени рулевого привода, δ_i – углы отклонения управляющих камер ($i = \overline{1, 2, 3, 4}$).

2. Определение углов разворотов

В настоящей работе пространственный разворот объекта рассматривается в виде двух одновременных поворотов $\eta(t)$ и $\sigma(t)$, соответственно вокруг неподвижной поперечной оси и подвижной продольной оси изделия. Ниже получим формулы для определения конечных углов поворотов η_p и σ_p .

Перед отделением ББ необходимо сообщить заданную скорость в баллистической СК $Mv\lambda_L\lambda_B$, оси которой ориентированы по следующим направлениям [3]:

v – инвариантное направление движения РГЧ, вдоль которого приращение скорости головной части не влияет на отклонения точек падения отделяемых элементов от точек прицеливания;

λ_L – градиентное направление дальности полета РГЧ;

λ_B – градиентное направление бокового движения.

Объект управления должен приобрести импульс скорости ΔW_{κ} :

$$\Delta W_{\kappa} = \sqrt{\Delta W_L^2 + \Delta W_B^2}; \quad (10)$$

где ΔW_L – приращение кажущейся скорости в направлении по дальности,

ΔW_B – приращение кажущейся скорости в направлении бокового движения.

Направление на плоскости $M\lambda_L\lambda_B$ определяется величиной навигационного угла κ :

$$\sin \kappa = -\frac{\Delta W_B}{\Delta W_{\kappa}}; \quad \cos \kappa = -\frac{\Delta W_L}{\Delta W_{\kappa}}.$$

Получим выражение для определения угла η_p .

Проекция ускорения центра масс объекта на вторую ось навигационной СК $N\nu_k\eta$ определяется следующим образом:

$$\dot{W}_{\kappa} = \frac{1}{m} \cdot P_{\kappa}, \quad (11)$$

где P_{κ} – проекции вектора силы тяги на ось κ навигационной СК.

После неложных преобразований и интегрирования уравнения (12) получим выражение для импульса скорости, который получит изделие в результате маневра переприцеливания:

$$\Delta W_{\kappa} = -3 \frac{P}{m} t_p \frac{\sin \eta_p - \eta_p \cos \eta_p}{\eta_p^2} - \frac{P}{m} t_{\min} \sin \eta_p, \quad (12)$$

где $t_{\min} = \text{const}$ – минимально возможное время между разворотами.

Ставится задача – по известному импульсу скорости ΔW_{κ} определить глубину маневра η_p . Легко видеть, что решить уравнение (12) не представляется возможным, поэтому для разыскания его корней необходимо применить какой-либо приближенный метод.

Величина угла поворота объекта вокруг продольной оси σ_p определяется из условия (из-за ограничений по углам прокачки ГСП):

$$\sin \psi_{\kappa}^* = 0. \quad (13)$$

Значения гироскопических углов определяются из матричного соотношения:

$$A_{30}(\varphi_{np}, \psi_{np}, \vartheta_{np}) = A_{37} \cdot A_{76} \cdot A_{60}. \quad (14)$$

Величину σ_p определим из “основного уравнения прокачек”, которое, в соответствии с (14) имеет вид:

$$\sin \psi^* = (-v_{y_0} \cdot \sin \eta_p + \kappa_{y_0} \cdot \cos \eta_p) \cdot \sin \sigma - \eta_{y_0} \cdot \cos \sigma.$$

Обозначив

$$A = \sqrt{(-v_{y_0} \cdot \sin \eta_p + \kappa_{y_0} \cdot \cos \eta_p)^2 + \eta_{y_0}^2};$$

$$\sin \gamma_2 = \frac{\eta_{y_0}}{A}; \quad \cos \gamma_2 = \frac{-v_{y_0} \cdot \sin \eta_p + \kappa_{y_0} \cdot \cos \eta_p}{A},$$

из условия (13) получим:

$$\sigma_k = \gamma_2 + \pi \cdot n.$$

Откуда

$$\sigma_p = \kappa + \gamma_2 + \pi \cdot n. \quad (15)$$

Значение целочисленного параметра n выбирается из условия минимизации угла рыскания $\psi_{\max}^*$ в процессе поворотного маневра:

$$n = \begin{cases} 0, & \text{при } 0 \leq \kappa < \kappa_{kp1}; \\ -1, & \text{при } \kappa_{kp1} \leq \kappa < \kappa_{kp2}; \\ -2, & \text{при } \kappa_{kp2} \leq \kappa < 2\pi. \end{cases}$$

Зависимость величин κ_{kp1} и κ_{kp2} от параметров α и ψ_n^* приближенно может быть описана следующими соотношениями ($k_2=1.7 \div 1.9$):

$$\kappa_{kp1} = \frac{\pi}{2} + k_2 \sin \alpha \left(1 - \frac{\sin \psi_n^*}{\cos^3 \alpha}\right); \quad \kappa_{kp2} = \frac{3\pi}{2} - k_2 \sin \alpha \left(1 + \frac{\sin \psi_n^*}{\cos^3 \alpha}\right).$$

3. Программное движение и формирование управляющих сигналов

Организуем программное движение по параметрам $\eta(t)$ и $\sigma(t)$. Графики угловых ускорений соответствующих углам $\eta(t)$ и $\sigma(t)$ для участка прямого разворота приведены на рис. 2.

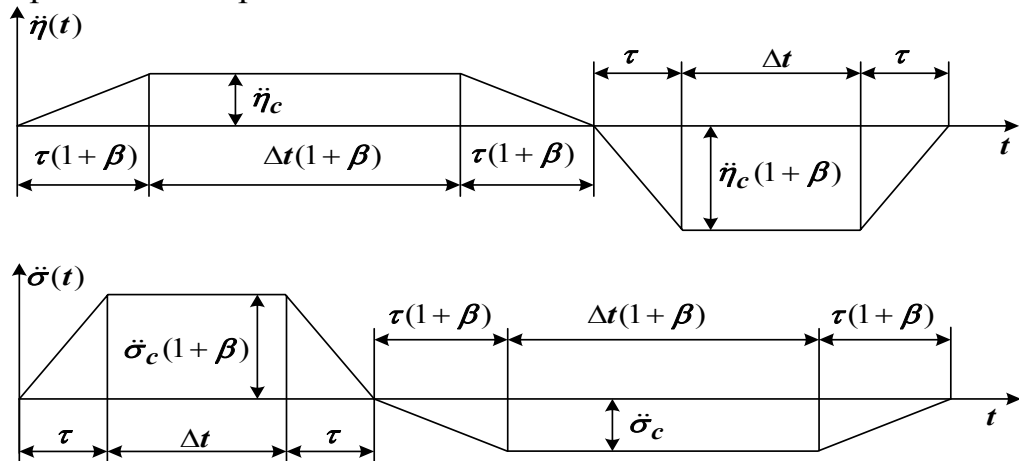


Рис. 2 – Графики угловых ускорений

Асимметрия угловых ускорений во времени (вводится с помощью параметра β) уменьшает углы поворота промежуточной рамки относительно внешней рамки стабилизатора.

Из рисунка 2 следует, что время прямого разворота определяется формулой:

$$\Delta t_p = (2\tau + \Delta t)(2 + \beta). \quad (16)$$

Вектор программного управляющего момента определяется соотношением:

$$\overline{M}^{np} = J \dot{\overline{\omega}}_{np} + \overline{\omega}_{np} \times J \overline{\omega}_{np};$$

$$\overline{\omega}_{np} = (\dot{\sigma}, \dot{\eta} \sin \sigma, \dot{\eta} \cos \sigma);$$

$$\dot{\overline{\omega}}_{np} = (\ddot{\sigma}, \ddot{\eta} \sin \sigma + \dot{\eta} \dot{\sigma} \cos \sigma, \ddot{\eta} \cos \sigma - \dot{\eta} \dot{\sigma} \sin \sigma).$$

Тогда

$$\delta x_{np} = -\frac{M_x^{np}}{P \cdot r_\varphi}; \quad \delta y_{np} = \frac{\sqrt{2}M_y^{np}}{P(x_b^P - x_b^T)}; \quad \delta z_{np} = \frac{\sqrt{2}M_z^{np}}{P(x_b^P - x_b^T)}.$$

Управляющий сигнал в (6) представим в виде суммы:

$$\bar{\delta} = \bar{\delta}^c + \bar{\delta}^{np} + \bar{\delta}^d.$$

$$\delta_1^c = -\varepsilon_{\psi c} - \varepsilon_{g c}; \quad \delta_2^c = \varepsilon_{\psi c} - \varepsilon_{g c}; \quad \delta_3^c = \varepsilon_{\psi c} + \varepsilon_{g c}; \quad \delta_4^c = -\varepsilon_{\psi c} + \varepsilon_{g c};$$

$$\varepsilon_{\psi c} = -\frac{\sqrt{2}z_{bc}^T}{x_b^P - x_b^T}; \quad \varepsilon_{g c} = -\frac{\sqrt{2}y_{bc}^T}{x_b^P - x_b^T}.$$

Управляющее воздействие $\bar{\delta}^{np}$, обеспечивающее программное движение РБ, определяется следующими соотношениями:

$$\delta_1^{np} = \delta x_{np} - \delta y_{np} - \delta z_{np}; \quad \delta_2^{np} = \delta x_{np} + \delta y_{np} - \delta z_{np};$$

$$\delta_3^{np} = \delta x_{np} + \delta y_{np} + \delta z_{np}; \quad \delta_4^{np} = \delta x_{np} - \delta y_{np} + \delta z_{np}.$$

Аналогичным образом определим и динамическую составляющую управляющего сигнала $\bar{\delta}^d$:

$$\delta_1^d = \varepsilon_\varphi - \varepsilon_\psi - \varepsilon_g; \quad \delta_2^d = \varepsilon_\varphi + \varepsilon_\psi - \varepsilon_g;$$

$$\delta_3^d = \varepsilon_\varphi + \varepsilon_\psi + \varepsilon_g; \quad \delta_4^d = \varepsilon_\varphi - \varepsilon_\psi + \varepsilon_g.$$

На участках угловых разворотов управляющие сигналы формируются замкнутой схемой:

$$\begin{cases} \varepsilon_\varphi = k_\varphi \delta\varphi + k_{\dot{\varphi}} \delta\dot{\varphi}; \\ \varepsilon_\psi = k_\psi (\delta\psi - \psi_{\bar{o}}) + k_{\dot{\psi}} \delta\dot{\psi}; \\ \varepsilon_g = k_g (\delta g - g_{\bar{o}}) + k_{\dot{g}} \delta\dot{g}. \end{cases} \quad (17)$$

Балансировочные углы $\psi_{\bar{o}}$ и $g_{\bar{o}}$ определяются из условия равенства нулю проекций вектора кажущегося ускорения на оси y и z ПССК при действии систематического момента из-за смещения центра масс относительно продольной оси РБ:

$$\psi_{\bar{o}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \varepsilon_{\psi c}; \quad g_{\bar{o}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \varepsilon_{g c}.$$

Угловые рассогласования в (17) получим следующим образом:

$$\begin{bmatrix} \delta\varphi \\ \delta\psi \\ \delta g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi_{np} \sin g_{np} & \cos g_{np} & 0 \\ \cos\psi_{np} \cos g_{np} & -\sin g_{np} & 0 \\ -\sin\psi_{np} & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varphi_\Gamma - \varphi_{np} \\ \psi_\Gamma - \psi_{np} \\ g_\Gamma - g_{np} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta\psi_{np} \\ \Delta g_{np} \end{bmatrix}.$$

Программные углы $\Delta\psi_{np}$ и Δg_{np} определяются из условия равенства нулю проекции кажущегося ускорения $\dot{W}_\eta$ из-за действия гироскопического момента на участках программных разворотов:

$$\Delta\psi_{np} = \frac{1}{\sqrt{2}} \cos \sigma (\sin \sigma \delta z_{np} - \cos \sigma \delta y_{np}); \quad \Delta\vartheta_{np} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sin \sigma (\sin \sigma \delta z_{np} - \cos \sigma \delta y_{np}).$$

Выводы

1. Разработана модель программного движения объекта управления, в которой пространственный разворот представлен в виде двух одновременных поворотов вокруг подвижной и неподвижной в инерциальном пространстве осей;
2. Разработан комбинированный закон регулирования угловым движением РГЧ, позволяющий минимизировать энергетические затраты.
3. Получены формулы для определения компенсации программных возмущений из-за действия гироскопического момента и возмущающего момента в следствии отклонения центра масс относительно продольной оси

Литература:

1. Златкин Ю.М., Калногуз А.Н., Батаев В.А., Кузьмин А.И., Рюмин М.Н., Евтефеев М.П. Управление существенно несимметричным разгонным блоком с непрерывно работающим двигателем. //Космическая наука и технология. 2004, Т. 10, №4, 32-38 с.
2. Айзенберг Е.Я., Батаев В.А., Кузьмин А.И. Высокоточная система стабилизации ракеты-носителя ассиметричной конфигурации с учетом возможности отказа одного двигателя. //Космическая наука и технология. 1998, Т. 4, №1, 64-67.
3. Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. Ракета как объект управления: Учебник /Под ред. акад. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.

РЕГУЛИРОВАНИЕ УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Пильгуй В. Н. инженер – математик

Научно – производственное предприятие «Хартрон-Аркос»

box_v84@mail.ru

Постановка задачи

На систему стабилизации тяжелых ракет–носителей (РН) может быть возложена дополнительная задача снижения аэродинамических нагрузок на корпус ракеты при действии ветровых возмущений с помощью контура разгрузки корпуса (КРК). Контур разгрузки корпуса обеспечивает управление по углам атаки и скольжения РН. Это позволяет уменьшить вес конструкции РН и, как следствие, вывести на орбиту больше полезного груза.

Регулирование по углам атаки и скольжения применено на РН «Ариан» (Франция), МКС «Спейс–Шатл» (США), РН «Энергия» (СССР) и РН «Зенит» (Украина, Россия). В настоящее время в НПП «Хартрон–Аркос» разрабатывается система стабилизации РН «Циклон» (Украина) с регулированием по углам атаки и скольжения.

В данной работе разработаны алгоритмы регулирования по углам атаки и скольжения для системы стабилизации первой ступени РН.

Уменьшать прочность корпуса отработанного при многочисленных пусках РН из–за уменьшения с помощью регулирования по углам атаки и скольжения аэродинамических сил при действии ветровых возмущений с целью увеличения веса полезной нагрузки не целесообразно. Но все же вес полезной нагрузки РН можно увеличить за счет уменьшения вновь разрабатываемых обтекателей для перспективных космических аппаратов.

Эта задача ставится в виде ограничения на произведение скоростного напора на поточный угол скольжения $|q \cdot \beta| \leq 15000 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{град}$ и на поточный угол атаки $|q \cdot \alpha| \leq 15000 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{град}$, и решается введением в автомат стабилизации дополнительного контура регулирования по углам атаки и скольжения. Это обеспечивает поворот продольной оси ракеты навстречу набегающему потоку с учетом действия ветра.

Решение задачи

1. Циклограмма работы системы стабилизации с регулированием углов атаки и скольжения

Возможны два способа управления по углам атаки и скольжения для снижения аэродинамических нагрузок на корпус РН:

– путем поворота продольной оси ракеты на встречу набегающему потоку;

– путем придания центру масс (ЦМ) ракеты скорости в сторону действия ветра.

В данной работе за основу принят первый способ. Для его реализации необходима информация об углах атаки и скольжения. Углы атаки и скольжения предлагается вычислять по информации с выхода акселерометров, устанавливаемых на гиросtabilизаторе (ГС). Применяемые в авиации флюгерные датчики углов атаки и скольжения в ракетной технике не используются.

Циклограмма работы системы стабилизации (СС) первой ступени РН с регулированием углов атаки и скольжения (РАС) приведена на рис. 1.

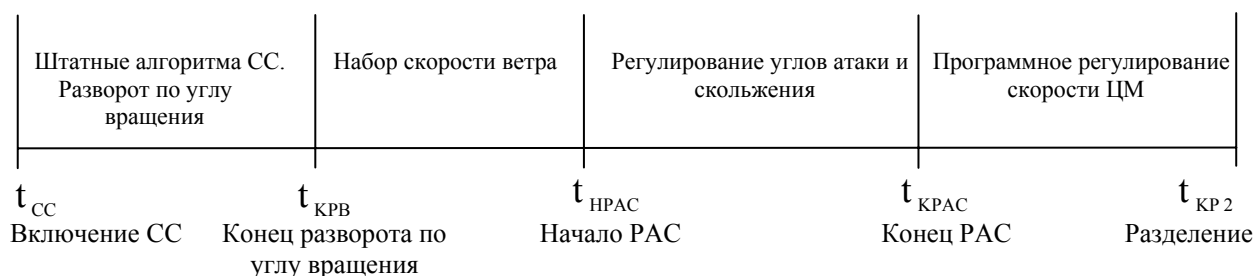


Рис. 1. Циклограмма работы системы стабилизации первой ступени с РАС.

Уменьшение вызванных ветром аэродинамических сил и моментов, действующих на ракету, осуществляется поворотом продольной оси ракеты навстречу набегающему потоку.

Для такого поворота управляющие сигналы в канале рыскания, для примера, нужно формировать по алгоритму:

$$\varepsilon_{\psi} = k_{\psi} \cdot \beta + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi}, \quad (1.1)$$

где β – поточный угол скольжения;
 $\dot{\psi}$ – угловая скорость рыскания;
 $k_{\psi}, k_{\dot{\psi}}$ – коэффициенты усиления.

При действии ветра поточный угол скольжения определяется по формуле:

$$\begin{aligned} \beta &= \psi + \beta_z + \beta_w, \\ \beta_z &= \frac{\dot{z}}{V}, \quad \beta_w = -\frac{W_z^B}{V}. \end{aligned} \quad (1.2)$$

здесь ψ – угол рыскания;

$\dot{z}$ – проекция скорости ЦМ на ось Oz_3 программной системы координат (ПСК);

V – модуль скорости ЦМ;

W_z^B – проекция скорости ветра на ось Oz_3 ПСК.

Ось Ox_3 программной системы координат направлена по вектору программной скорости ЦМ РН, ось Oy_3 перпендикулярна оси Ox_3 и находится в

плоскости I-III, направлена в сторону полуплоскости III в программном движении, ось Oz_3 направлена так, чтобы ПСК была правой.

После подстановки β из (1.2) в (1.1) получим:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\psi\gamma} &= \varepsilon_{\psi} + \varepsilon_{\beta}, \\ \varepsilon_{\psi} &= k_{\psi} \cdot \psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi}, \\ \varepsilon_{\beta} &= k_{\psi} \cdot (\beta_w + \beta_{\dot{z}}).\end{aligned}\tag{1.3}$$

Однако, при формировании управляющих сигналов по формулам (1.3) характеристическое уравнение замкнутой системы «ракета-автомат стабилизации» имеет один положительный корень, т.е. система неустойчива.

Для обеспечения устойчивости движения формулу для управляющего сигнала ε_{β} в (1.3) нужно представить в виде:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\beta} &= k_{\psi} \cdot (\beta_w + k_{\beta\dot{z}} \cdot \beta_{\dot{z}}), \\ k_{\beta\dot{z}} &= k_m \cdot k_{\beta\dot{z}}^{oc}, \\ k_{\beta\dot{z}}^{oc} &= \frac{b_3 \cdot (c_1 - c_2) \cdot b_2 \cdot c_3}{b_3 \cdot c_1 - b_2 \cdot c_3}, \\ 0 < k_m &< 1,\end{aligned}\tag{1.4}$$

где b_2, b_3, c_1, c_2, c_3 – переменные коэффициенты определяемые в [1].

На участке траектории полета первой ступени после включения системы стабилизации (t_{cc}) до момента окончания разворота по углу вращения ($t_{крв}$) решаются следующие задачи:

- обеспечение устойчивости движения при отработке значительных начальных условий по фазовым координатам ракеты как твердого тела;
- быстрый разворот ракеты по углу вращения на угол до 180^0 для перенацеливания по азимуту.

Для РН регулирование поточных углов атаки и скольжения в соответствии с алгоритмами (1.4) ограничивается участком траектории полета первой ступени $t_{нр\text{АС}} \leq t \leq t_{кр\text{АС}}$ ($t_{нр\text{АС}}$ – момент начала РАС, $t_{кр\text{АС}}$ – момент конца РАС) с большими скоростными напорами.

На участке траектории полета первой ступени после разворота по углу вращения до момента начала регулирования углов атаки и скольжения $t_{крв} \leq t \leq t_{нр\text{АС}}$ реализуется следующий закон регулирования:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\psi\gamma} &= k_{\psi} \cdot \psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} + k_{\psi} \cdot k_{m1} \cdot k_{\beta\dot{z}}^{oc} \cdot \frac{\dot{z}}{V}, \\ 0 < k_{m1} &< 1.\end{aligned}\tag{1.5}$$

При таком регулировании первая ступень успевает к моменту времени $t = t_{\text{НРАС}}$ набрать скорость ветра. При этом система стабилизации на участке траектории $t_{\text{НРАС}} \leq t \leq t_{\text{КРАС}}$ строится так, чтобы вести регулирование составляющими углов атаки и скольжения, определяемыми разностью скорости центра масс и скорости ветра на момент включения контура РАС ($t_{\text{НРАС}}$). Этим как бы уменьшается скорость ветра, действующая на РН.

Для уменьшения скорости центра масс РН в момент окончания регулирования по углам атаки и скольжения ($t_{\text{КРАС}}$) управляющий сигнал (1.4) нужно представить в виде:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\psi y} &= \varepsilon_{\psi} + \varepsilon_{\beta} + \Delta\varepsilon_{\psi}, \\ \Delta\varepsilon_{\psi} &= k_{\psi} \cdot k_{\psi c} \cdot \bar{\psi}, \\ 0 &\leq k_{\psi c} \leq 1,\end{aligned}\tag{1.6}$$

где $\bar{\psi}$ – среднее значение угла рыскания на интервале времени 10 с;

$k_{\psi c}$ – масштабный коэффициент.

Слагаемое $\Delta\varepsilon_{\psi}$ в управляющем сигнале (1.6) компенсирует угол рыскания, определяемый медленно меняющейся составляющей скорости ветра.

В момент окончания регулирования по углам атаки и скольжения $t_{\text{КРАС}}$ проекции скорости центра масс первой ступени РН на оси Oy_3, Oz_3 ПСК могут достигать величин $|V_{y3}| \leq 40 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$, $|V_{z3}| \leq 40 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$. При этом к моменту поступления команды разделения ступеней $t_{\text{КР2}}$ необходимо выполнить жесткие требования по ограничению параметров движения РН как твердого тела (углы, угловые скорости, скорость центра масс).

Эта задача решается на интервале времени $t_{\text{КРАС}} \leq t \leq t_{\text{КР2}}$ программным регулированием нормальной и боковой скоростей ЦМ РН по алгоритмам:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\psi y} &= k_{\psi} \cdot \psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} - k_{\dot{z}} \cdot (\dot{z} - \dot{z}_{\text{пр}}), \\ \varepsilon_{\vartheta y} &= k_{\vartheta} \cdot \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \cdot \dot{\vartheta} + k_{\dot{y}} \cdot (\dot{y} - \dot{y}_{\text{пр}}),\end{aligned}\tag{1.7}$$

здесь $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_z, k_{\dot{z}}$ – коэффициенты усиления;

ϑ – угол тангажа;

$\dot{y}$ – проекция скорости ЦМ на ось Oy_3 программной системы координат (ПСК);

$\dot{z}_{\text{пр}}, \dot{y}_{\text{пр}}$ – экспоненциальные функции, которые в момент $t = t_{\text{КРАС}}$ принимают значения:

$$\begin{aligned}\dot{z}_{\text{пр}}(t_{\text{КРАС}}) &= \dot{z}(t_{\text{КРАС}}), \\ \dot{y}_{\text{пр}}(t_{\text{КРАС}}) &= \dot{y}(t_{\text{КРАС}}).\end{aligned}\quad (1.8)$$

1.2 Алгоритмы оценки углов атаки и скольжения

Оценки углов атаки и скольжения производят по информации о проекциях кажущегося ускорения на оси программной системы координат $Ox_3y_3z_3$ получаемой с выхода акселерометров.

Проекции вектора кажущегося ускорения на оси ПСК определяются векторно-матричным уравнением:

$$\begin{aligned}\dot{\bar{W}}_3^{\text{ГС}} &= A_{30} \cdot A_{0\alpha} \cdot \dot{\bar{W}}_{\alpha}^{\text{ГС}}, \\ \dot{\bar{W}}_3^{\text{ГС}} &= (\dot{W}_{x3}^{\text{ГС}}, \dot{W}_{y3}^{\text{ГС}}, \dot{W}_{z3}^{\text{ГС}})^T,\end{aligned}\quad (2.1)$$

где A_{30} – матрица направляющих косинусов осей ПСК в начальной стартовой системе координат (НССК) $Ox_0y_0z_0$;

$A_{0\alpha}$ – матрица направляющих косинусов осей чувствительности акселерометров в НССК;

$\dot{\bar{W}}_{\alpha}^{\text{ГС}} = (W_{\alpha}^{\text{ГС}}, W_{\beta}^{\text{ГС}}, W_{\gamma}^{\text{ГС}})^T$ – вектор кажущегося ускорения проекциях на оси чувствительности акселерометров.

Начало начальной стартовой системы координат совпадает с положением центра Земли, ось Ox_0 направлена параллельно прямой соединяющей точку старта и точку цели в момент окончания выставки ГС по азимуту, ось Oy_0 направлена перпендикулярно оси Ox_0 вверх, ось Oz_0 дополняет систему до правой.

Проекции вектора кажущегося ускорения на поперечные оси ПСК можно получить из приближенных уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{W}_{y3}^{\text{ГС}} &= \dot{W}_{y3}^T + x_1^{\text{ГС}} \cdot \ddot{\vartheta}, \\ \dot{W}_{z3}^{\text{ГС}} &= \dot{W}_{z3}^T - x_1^{\text{ГС}} \cdot \ddot{\psi},\end{aligned}\quad (2.2)$$

здесь $\dot{W}_{y3}^T, \dot{W}_{z3}^T$ – проекции кажущегося ускорения центра масс РН на поперечные оси ПСК;

$x_1^{\text{ГС}}$ – расстояние от ЦМ до точки установки ГС.

Проекции кажущегося ускорения ЦМ на оси Oy_3, Oz_3 ПСК определяются уравнениями:

$$\begin{aligned}\dot{W}_{y3}^T &= a_{yy} \cdot V_{y3} + a_{y\vartheta} \cdot \dot{\vartheta} + a_{y\delta} \cdot \dot{\delta}_{\vartheta} + a_{yW} W_y^B, \\ \dot{W}_{z3}^T &= a_{zz} \cdot V_{z3} + a_{z\psi} \cdot \dot{\psi} + a_{z\delta} \cdot \dot{\delta}_{\psi} + a_{zW} W_z^B.\end{aligned}\quad (2.3)$$

где $a_{yy}, a_{y\vartheta}, a_{y\delta}, a_{yW}, a_{zz}, a_{z\psi}, a_{z\delta}, a_{zW}$ – переменные коэффициенты уравнений движения РН определяемые в [2];

$V_{y3}, W_y^B, V_{z3}, W_z^B$ – проекции скорости ЦМ ракеты и скорости ветра на оси Oy_3, Oz_3 ПСК;

$\delta_\vartheta, \delta_\psi$ – углы поворота маршевых двигателей в каналах тангажа и рыскания соответственно;

Угловые ускорения РН относительно поперечных осей определяются уравнениями:

$$\begin{aligned}\ddot{\vartheta} &= a_{\vartheta y} \cdot V_{y3} + a_{\vartheta\vartheta} \cdot \vartheta + a_{\vartheta\delta} \cdot \delta_\vartheta + a_{\vartheta W} \cdot W_y^B, \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi z} \cdot V_{z3} + a_{\psi\psi} \cdot \psi + a_{\psi\delta} \cdot \delta_\psi + a_{\psi W} \cdot W_z^B.\end{aligned}\quad (2.4)$$

где $a_{\vartheta y}, a_{\vartheta\vartheta}, a_{\vartheta\delta}, a_{\vartheta W}, a_{\psi z}, a_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}, a_{\psi W}$ – переменные коэффициенты уравнений движения РН определяемые в [2];

После подстановки (2.3), (2.4) в (2.2) получим формулы для вычисления оценок ветровых составляющих углов атаки и скольжения:

$$\begin{aligned}\tilde{\alpha}_w &= \frac{1}{b_{yW} \cdot V} \cdot (\dot{W}_{y3}^{GC} - \dot{W}_{y3}^P), \\ \dot{W}_{y3}^P &= b_{yy} \cdot V_{y3} + b_{y\vartheta} \cdot \vartheta + b_{y\delta} \cdot \tilde{\varepsilon}_{\vartheta y}, \\ \tilde{\beta}_w &= \frac{1}{b_{zW} \cdot V} \cdot (\dot{W}_{z3}^{GC} - \dot{W}_{z3}^P), \\ \dot{W}_{z3}^P &= b_{zz} \cdot V_{z3} + b_{z\psi} \cdot \psi + b_{z\delta} \cdot \tilde{\varepsilon}_{\psi y},\end{aligned}\quad (2.5)$$

здесь $b_{yW}, b_{yy}, b_{y\vartheta}, b_{y\delta}, b_{zW}, b_{zz}, b_{z\psi}, b_{z\delta}$ – переменные параметры, вычисляемые по алгоритмам в [2].

$\tilde{\varepsilon}_{\vartheta y}, \tilde{\varepsilon}_{\psi y}$ – углы поворота управляющих органов в каналах тангажа и рыскания, которые определяются алгоритмами приведенным в [2] по управляющим сигналам $\varepsilon_{\vartheta y}, \varepsilon_{\psi y}$.

Выводы

В целом из результатов работы следуют выводы:

– регулирование по углам атаки и скольжения обеспечивает требуемое для прочности РН произведение скоростного напора на поточный угол скольжения $|q \cdot \beta| \leq 15000 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{град}$ и на поточный угол атаки $|q \cdot \alpha| \leq 15000 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{град}$;

– использование в системе стабилизации регулирования углов атаки и скольжения позволяет существенно уменьшить необходимый для управляемости первой ступени РН диапазон углов поворота маршевых двигателей;

– регулирование по углам атаки и скольжения позволяет уменьшить аэродинамические нагрузки на корпус РН при действии ветровых возмущений, как следствие, уменьшить вес вновь проектируемых обтекателей и увеличить вес полезной нагрузки.

– система стабилизации с предложенным приборным составом при выбранном законе регулирования по углам атаки и скольжения и принятых значениях коэффициентов усиления и параметров дискретных фильтров обеспечивает устойчивое движение РН и приемлемое качество переходных процессов во всех эксплуатационных условиях.

– программное регулирование скорости центра масс после окончания участка траектории с регулированием углов атаки и скольжения обеспечивает требуемые значения параметров движения, которые необходимы для разделения первой и второй ступеней РН.

Литература

1. Научно-технический отчет. Устойчивость и управляемость первых ступеней ракет. НПП Хартрон-Аркос, 2007г., 47с.

2. Отчет. Регулирование по углам атаки и скольжения ракеты-носителя. НПП Хартрон-Аркос, 2003г., 107с.

СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ДВИГУНОМ

О.П. Мариношенко, О.В. Микитченко
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
г. Київ, Україна

SYSTEM OF AUTOMATIC MANAGEMENT THE ENGINE

O. Marinoshenko, O. Mykytchenko
National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine

Вступ

Систему автоматичного керування (САК) и контролю вибирають виходячи з вимог до двигуна в цілому, до САК і її елементів. Оскільки двигун дуже складний елемент рухомого керованого об'єкту, то вводиться САК для полегшення керування.

Вірність вибору САК впливає не лише на характеристики двигуна, але и на техніко-економічні показники. Процес створення и експлуатації двигуна досить тривалий, и САК повинна вибиратися з запасом на моральне старіння з урахуванням перспективи тривалого життєвого циклу двигуна. Можливе поетапне створення і модернізація САК.

САК першого етапу формується на базі перевірених серійних елементів. Відпрацьовуються основні принципи. При цьому забезпечується процес створення двигуна на ранніх етапах, без затримок через можливі недоліки недоведеної кінцевої САК. Паралельно створюється і доводиться до встановлення на двигун САК кінцевої конструкції.

При створенні САК враховують наступні вимоги:

- програми керування, регулювання;
- вимоги до швидкості;
- вимоги до конструкції;
- вимоги до надійності;
- техніко-економічні вимоги;
- вимоги до експлуатаційної технологічності.

При створенні і встановленні САК на двигун необхідно визначитися чим саме ми хочемо керувати: швидкістю або частотою обертання вала двигуна чи, можливо, тиском в камері згорання; можна керувати витратою палива і надходженням його до камери згорання. Далі буде розглянуто один з цих об'єктів керування.

Розглянемо спосіб автоматичного регулювання швидкості автомобіля. Даний спосіб полягає в тому, що формують сигнал задання, пропорційний заданій швидкості автомобіля, вимірюють частоту обертання вала двигуна внутрішнього згорання (ДВЗ), отримане значення порівнюють з сигналом задання і формують сигнал похибки регулювання (3), прототип.

Недоліками прототипу є зменшення потужності ДВЗ і, як наслідок, швидкості автомобіля. Так як швидкість автомобіля залежить від частоти обертання вала двигуна (Д), то автоматичне регулювання швидкості автомобіля зводиться до автоматичного регулювання частоти обертання вала Д.

Задача

Задачею досліджень є підвищення потужності на валу Д, підвищення запасу стійкості перехідних процесів та економія палива.

Поставлена задача досягається тим, що в способі автоматичного регулювання швидкості автомобіля, який полягає в тому, що формують сигнал завдання, пропорційний заданій швидкості автомобіля, вимірюють частоту обертання вала Д, отримане значення порівнюють з сигналом завдання і формують сигнал похибки регулювання.

Характеристика частоти обертання вала

Лінійна форма природної характеристики Д відповідає рівнянню

$$\omega = k_u u - k_n M_n \quad (1)$$

де

ω – частота обертання вала Д;

u – сигнал керування;

M_n – момент навантаження на валу;

k_u – коефіцієнт по керуючому діянню;

k_n – коефіцієнт передачі по моменту навантаження.

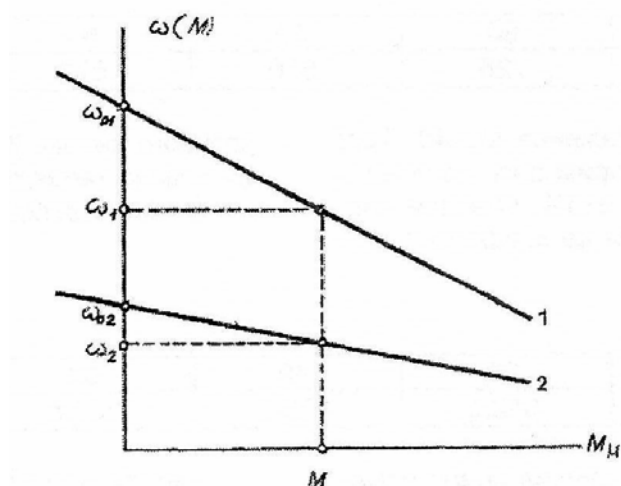


Рис. 1

Вид цієї характеристики приведено на рис. 1, позиція 1.3 фігури очевидно, що зміна моменту навантаження M_n на величину $\pm \Delta M_n$ відносно номінального M_n приводить до значних помилок формування частоти обертання вала Д.

При використанні способу автоматичного регулювання частоти обертання вала Д характеристика його (1) має вид:

$$\omega = \frac{k_u}{1+k_u\beta} \varepsilon - \frac{k_H}{1+k_H\beta} M_H \quad (2)$$

де

ε - сигнал завдання;

β - коефіцієнт зворотнього зв'язку.

Вид цієї характеристики приведено на рис. 1, позиція 2. Очевидно, що помилка регулювання при зміні моменту навантаження зменшується, але зменшується також вільна частота обертання ω_0 , що приводить до того, що автоматичне регулювання частоти обертання вала Д відбувається на менших частотах регулювання, що відповідає рівнянню (3), що зменшує потужність N на валу Д.

$$N = M_H \omega \quad (3)$$

Зменшення діапазону регульованих частот обертання вала Д, які через трансмісію передаються на колеса автомобіля, призводить до зменшення швидкості автомобіля. Підвищення швидкості автомобіля можливе за допомогою підвищення розходу палива, яке подається до Д.

При збільшенні коефіцієнта k_u прямого перетворення система наближається до коливальної межі, що зменшує запас стійкості перехідних процесів регулювання. В цьому складається суперечність між вимогою по точності і вимогою стійкості.

Визначення параметрів

Новим в проведених дослідженнях є те, що шляхом незалежного регулювання коефіцієнтів по сигналу завдання і моменту зовнішнього навантаження, сигнал, пропорційний частоті обертання вала двигуна масштабують, отриманий результат порівнюють з сигналом завдання і формують сигнал на вході моделі, пропорційно отриманій різниці, визначають сигнал на виході моделі, отримане значення масштабують, визначають значення моменту зовнішнього навантаження відповідно з наступним рівнянням

$$M_H = a U_M,$$

вимірюють значення задаючого сигналу і частоти обертання вала двигуна, визначають значення сигналу компенсації діючого моменту навантаження відповідно з рівнянням

$$\varepsilon_K = b_1 \omega + b_2 M_H - b_3 \varepsilon$$

при чому коефіцієнт масштабування сигналу, пропорційного частоті обертання вала двигуна дорівнює

$$\beta_\omega = \frac{1}{k_u k_\omega}$$

а коефіцієнт передачі моделі D задають у вигляді

$$k_M = \frac{M_H k_H - S k_u \varepsilon}{S k_u \varepsilon}$$

де ω - частота обертання вала двигуна;

ε - задаючий сигнал;

ε_k - сигнал компенсації;

U_M - сигнал на виході моделі;

M_H - зовнішній момент навантаження;

k_u - коефіцієнт передачі по керуючому впливу;

k_ω - коефіцієнт передачі вимірюваної частоти обертання вала двигуна;

k_H - коефіцієнт передачі по навантаженню;

S - необхідний атактизм системи;

a, b_1, b_2, b_3 - постійні коефіцієнти, що зберігаються в пам'яті мікропроцесора D , а сигнал керування формують як адитивну суміш задавального сигналу і сигналу компенсації.

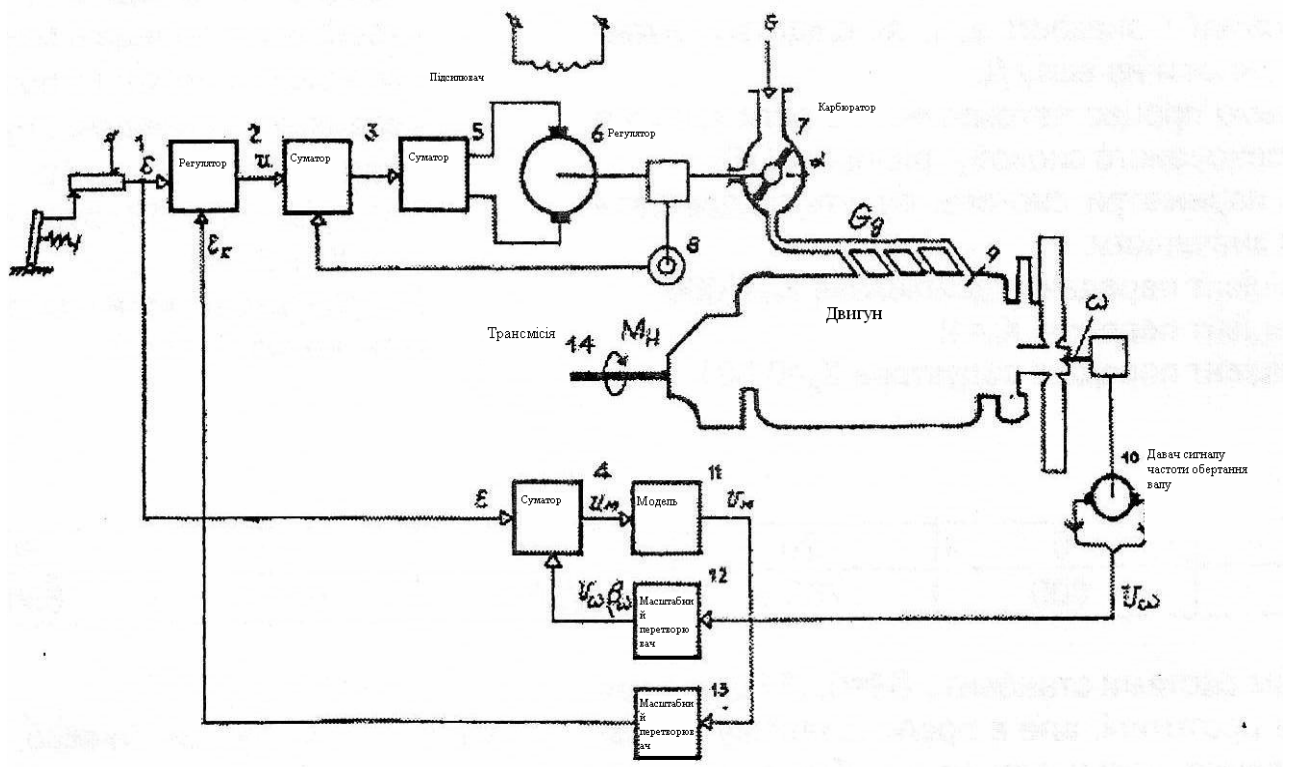


Рисунок 2 Схема САР швидкості автомобіля

На рис.2 приведена схема системи автоматичного регулювання (САР) швидкості автомобіля.

САР для здійснення запропонованого способу містить формувач сигналу завдання (акселератор) 1, перший, другий і третій 2, 3, 4 суматори, підсилювач 5, регулятор 6, карбюратор 7, давач положення заслонки карбюратора 8, двигун

9, давач 10 сигналу частоти обертання валу Д - тахометр (Т), модель 11, перший та другий 12, 13 масштабні перетворювачі (МП), ведучий вал (трансмсія) 14.

Блоки 3, 5, 6, та 8 утворюють слідкуючу систему підпорядкованого регулювання і виконують роль контролера положення дроселя карбюратора.

Визначення параметрів схеми

Спосіб здійснюється наступним чином. Сигнал, пропорційний частоті обертання вала Д відповідає рівнянню

$$U_{\omega} = k_{\omega} \omega \quad (4)$$

де

ω - частота обертання вала Д;

U_{ω} - сигнал на виході Т;

k_{ω} - коефіцієнт пропорційності.

Рівняння моделі має вид

$$U_M = k_M u_M \quad (5)$$

де

u_M - сигнал на вході моделі;

U_M - сигнал на виході моделі;

k_M - коефіцієнт передачі моделі.

Далі, сигнал U_M масштабують, сумують з сигналом завдання ε і формують сигнал на вході моделі згідно з рівнянням

$$u_M = \varepsilon - U_{\omega} \beta_{\omega} \quad (6)$$

де

ε – сигнал завдання, який отримують переміщенням важеля акселератора, наприклад, за допомогою потенціометра;

β_{ω} - коефіцієнт МП 12.

Сигнал U_M на виході моделі масштабують, порівнюють із сигналом завдання ε і формують сигнал керування u на вході слідкуючої системи відповідно рівнянню.

$$u = \varepsilon + U_M \beta_M \quad (7)$$

де β_M - коефіцієнт МП 13.

Тоді, відповідно рівнянням (4), (5), (6), (7) отримуємо систему двох взаємопов'язаних рівнянь:

$$\omega = k_u (\varepsilon + U_M \beta_M) - k_H M_H \quad (8)$$

$$U_M = k_M (\varepsilon - k_{\omega} \beta_{\omega} \omega) \quad (9)$$

Або

$$\omega - k_u \beta_M U_M = k_u \varepsilon - k_H M_H \quad (10)$$

$$k_M k_{\omega} \beta_{\omega} \omega + U_M = k_M \varepsilon \quad (11)$$

Систему (10), (11) можна подати в матричній формі

$$\begin{pmatrix} 1 & -k_u \beta_M \\ k_M k_\omega \beta_\omega & 1 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \omega \\ U_M \end{bmatrix} \varepsilon - \begin{bmatrix} k_i \\ 0 \end{bmatrix} l_i \quad (12)$$

Рішенням системи (12) будуть рівняння

$$(1+k_u k_M k_\omega \beta_\omega) \omega = k_u (1+k_M \beta_M) \varepsilon - k_H M_H \quad (13)$$

$$(1+\hat{e}_\varepsilon \hat{e}_l \hat{e}_\omega \beta_\omega \beta_l) U_M = \hat{e}_M (1-\hat{e}_u k_\omega \beta_\omega) \varepsilon + \hat{e}_M l_i \quad (14)$$

Таким чином в результаті цілеспрямованих дій над матеріальними об'єктами, одним із яких є Д 9, а другим модель 11, отримано 2 параметрично-взаємозалежні функціональні перетворення, одне з яких визначає частоти обертання ω вала Д 11 від сигналу завдання ε і зовнішнього моменту навантаження M_H і друге - залежність сигналу U_M на виході моделі 11 від сигналу завдання ε і моменту навантаження які визначаються функціональними перетвореннями (15) і (16).

$$\omega = \frac{k_u (1+k_M \beta_M)}{1+k_u k_M k_\omega \beta_M \beta_\omega} \varepsilon - \frac{k_u k_H k_\omega \beta_\varepsilon}{1+k_u k_M k_\omega \beta_M \beta_\omega} M_H \quad (15)$$

$$\omega = \frac{k_M (1+k_u k_\omega \beta_\omega)}{1+k_u k_M k_\omega \beta_M \beta_\omega} \varepsilon - \frac{k_M k_\omega k_H \beta_M \beta_\omega}{1+k_u k_M k_\omega \beta_M \beta_\omega} M_H \quad (16)$$

Якщо співставити рівняння (15) і (16), то очевидно, що вони ідентичні за своєю структурою, причому рівняння (16) є дзеркальним відображенням рівняння (15), тому блок 11, названий моделлю, а описана вище взаємодія названа рефлексивною взаємодією, а зв'язки 2-13 і 3-12 названі рефлексивними.

При виконанні умови

$$k_u k_\omega \beta_\omega = 1, \quad (17)$$

що легко досягається вибором коефіцієнта передачі β_ω , МП 12 $\beta_\omega = 1/k_u k_\omega$

одержимо наступну систему рівнянь, що характеризує процеси регулювання в новій структурі

$$\omega = k_u \varepsilon - \frac{k_H}{1+k_M \beta_M} M_H \quad (18)$$

$$U = \frac{k_H}{1+k_M \beta_M} M_H \quad (19)$$

З рівняння (19) випливає, що сигнал U_M на виході моделі 11, пропорційний діючому моменту навантаження M_H і інваріантний від сигналу завдання 8.

Звідки

$$M = a U_M \quad (20)$$

$$\text{де } a = \frac{1+k_M \beta_M}{k_H}$$

це означає, що момент навантаження M_H , пропорційний сигналу U_M на виході моделі 11.

Якщо навантаження на регульовану координату відповідає деякому номінальному значенню $M_H = M_0$, а сигнал завдання ε – значенню ε_3 , тоді:

$$\omega = \omega_0 - \frac{k_H}{1 + k_M \beta_M} M_0 \quad (21)$$

Або

$$\omega_3 = k_u \varepsilon_3 - \frac{k_H}{1 + k_M \beta_M} M_0 \quad (22)$$

де ω_0 - значення частоти обертання ω при $M_H = 0$ (точка холостого ходу).

З рівняння (18) випливає, що швидкість автомобіля відповідає рівнянню (23), яка контролюється по спідометру.

$$V = k_T \omega \quad (23)$$

де k_T - коефіцієнт, який визначає залежність швидкості автомобіля від частоти обертання вала Д.

$$S = \frac{k_H M_H}{k_u (1 + k_M \beta_M) \varepsilon} \quad (24)$$

де S – коефіцієнт астатизму, який визначає похибку регулювання відносно зовнішнього збурення.

Звідки може бути отримано рівняння для одержання значення коефіцієнта моделі 11 k_M відповідно заданому значенню астатизму механічної характеристики (MX).

$$k_M = \frac{k_H M_H - k_u S \varepsilon}{k_u S \varepsilon} \quad (25)$$

$$N = M \omega \quad (26)$$

В рівнянні (21) коефіцієнт k_u визначає добуток

$$k_u = k_n k_p k_k k_q$$

де

k_n - коефіцієнт передачі підсилювача 4;

k_p - коефіцієнт передачі регулятора 5;

k_k - коефіцієнт передачі карбюратора 6;

k_q - коефіцієнт передачі Д 9;

при цьому

$$k_q = \omega / G_g \quad (27)$$

де G_g - витрата палива, що подається через колектор 8 в двигун 9.

Відповідно до запропонованого способу сигнал керування u формують, як алгебраїчну суму сигналу задання ε , пропорційного заданій швидкості автомобіля, і сигналу ε_k компенсації помилки регулювання.

Рівняння компенсації

$$\varepsilon_k = \frac{1}{k_u} \omega_3 + \frac{k_H}{k_u(1+k_M\beta_M)} M_H - k_u \varepsilon \quad (29)$$

Рівняння (29) у випадку номінального навантаження буде мати вигляд

$$\varepsilon_k = \frac{1}{k_u} \omega_3 + \frac{k_H}{k_u(1+k_M\beta_M)} M_0 - \varepsilon_3 \quad (30)$$

З теорії автоматичного регулювання відомо, що для досягнення астатизму першого порядку вводять інтегрування сигналу помилки. Але недоліком такого способу є зменшення швидкості процесу регулювання і, як наслідок, зменшення запасу стійкості системи.

В сучасних автомобілях використовується ступінчастий спосіб зміни потужності Д за допомогою коробки передач. Це використовується при малому діапазоні зміни навантаження при статичному регулюванні, як в прототипі. Використання запропонованого способу дозволяє переглянути підхід до конструювання та використання такого елемента, як коробка передач автомобіля.

Висновок

Таким чином, запропонований спосіб дає можливість визначити момент навантаження і визначити значення сигналу компенсації цього збурення, а також формувати сигнал керування Д, як адитивну суміш задаючого сигналу і сигналу компенсації. Це дозволяє при використанні запропонованого способу, у порівнянні з аналогами, забезпечити астатичне регулювання швидкості автомобіля на рівні природної зовнішньої характеристики, тобто на більш високому рівні швидкостей, що підвищує потужність Д автомобіля. Збільшення діапазону збурюючих факторів при заданих вимогах забезпечує економію палива, яке використовується двигуном.

Список використаної літератури

1. Крутов В.И. Автоматическое регулирование двигателей внутреннего сгорания, 2-е изд., перераб. и доп., М.: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1963г. – 624с.
2. Кенио Т. Шаговые двигатели и их микропроцессорные системы управления пер. с англ., - М.:Энергоатомиздат, 1987. – 200 с.:ил.
3. Гостев В. И. Системы управления с цифровыми регуляторами: Справочник – К.: Техника, 1990.-280 с.

V. Apostolyuk

Institute of Electronics and Control Systems

National Aviation University

Kiev, Ukraine

apostolyuk@astrise.com**Introduction**

Simulated natural evolution being applied to the multi-parameter and multi-objective global optimisation problems have already resulted in a well established group of so-called evolutionary algorithms [1, 2]. At the same time, constantly increasing computational power of the microprocessors significantly widens areas of application for such algorithms. Application of conventional genetic algorithms to predictive control with fixed prediction horizon (PH) has been in active development during the last decade [3, 4]. Variable length genetic algorithms (VLGA) that allow implementing variable PH optimal control are still under investigation, which already uncovered certain problems. For instance, converging to an optimal solution may take significant amount of generations in comparison with the state space traversal approach [5]. One way to improve the performances of VLGA is to optimize parameters of the algorithm, such as population size and probabilities of genetic operations. Some results on search of the best such parameters are presented in this paper.

Benchmarking control problem

Formulation of general optimal control problem is well known and here we shall give emphasis only to the aspects that are essential to the subject. Let the state of the system at time t be a vector $\vec{x}(t) = \{x_1(t), \dots, x_n(t)\}$ in an n -dimensional Euclidean space which we shall call the state space X . The steering device or control we model as an m -dimensional vector function of time $\vec{u}(t) = \{u_1(t), \dots, u_m(t)\}$. The components of $\vec{u}(t)$ are allowed to be piecewise continuous and the values they can take are bounded so that at any time t , $\vec{u}(t)$ lies in some bounded region U of the control space. Without loss of generality we impose the restriction $|u_i| \leq 1$, $i = 1, \dots, m$. Such controls are deemed admissible in terms of the considered algorithms.

The benchmarking testing case is the control of a linear system that is defined by simple ordinary differential equations

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -0.5 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ V \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot U, \quad (1)$$

from the state $\vec{x}_0 = \{1, 1\}$ to the state $\vec{x}_g = \{0, 0\}$ with respect to the minimal transition time. Although the system (1) is simple and linear, it will be presented to the algorithm as a purely numerical model. System (1) will be controlled with presence

of constraints, which are given by the following system of inequalities, defined in the state space:

$$\begin{cases} (X - 1.5)^2 + (V - 0.5)^2 > 0.625, \\ (X - 1)^2 + (V + 0.25)^2 > 0.625. \end{cases} \quad (2)$$

The controls are allowed to have only three admissible values $\bar{u}^0 = \{-1, 0, 1\}$, and the control time step is $\Delta t = 0.25$ s.

Algorithm structure is presented in a form of a flow-chart shown in the figure 1 and 2 below [6].

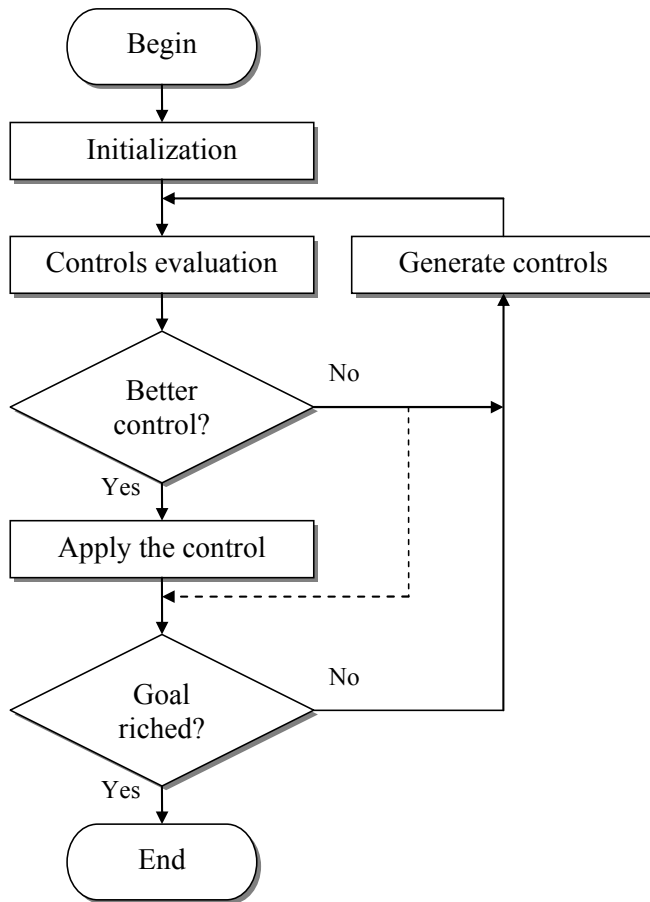


Fig. 1. Evolutionary control algorithm

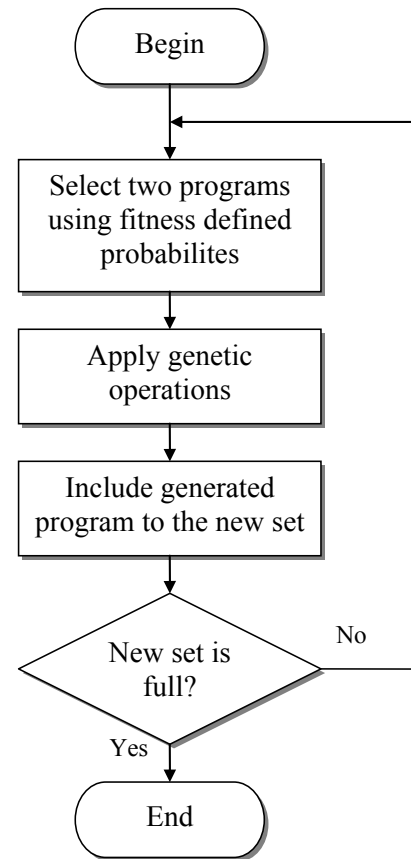


Fig. 2. New controls generating process

Here figure 2 depicts insides of the “generate controls” block of the flowchart in the figure 1.

Defined by the (1) and (2) control problem has known optimal solution shown in the figures 3 and 4 below. Rigorously speaking, this solution is rather sub-optimal, but the best achievable under given conditions (piecewise constant controls and fixed control time step).

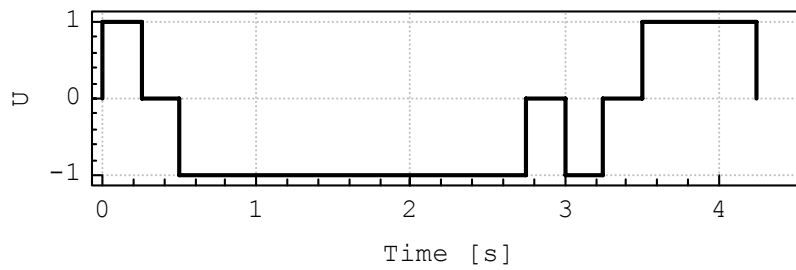


Fig. 3. Minimal time optimal control

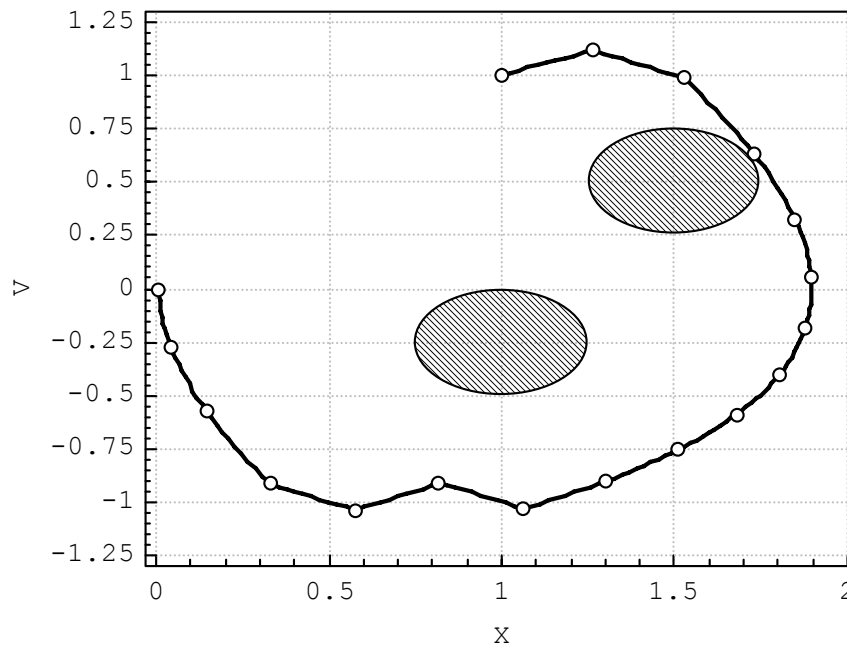


Fig. 4. Minimal time state-space trajectory with constraints

One should also distinguish acceptable solution and optimal solution. Acceptability means that control error is tolerable, but the best value for the cost function is not yet reached. Needless to say that the first one is found a lot sooner than the optimal one. In a sense, as soon as the acceptable solution is found, applying of the control function could already start.

In terms of parameters optimization, not every parameter of the algorithm is susceptible to optimisation. For example, crossover rate (probability of applying crossover) is obviously must be as high as possible (it is assumed to be 1 during the benchmarking).

Population size

Let us first analyse how performances of the algorithm are affected by the population size. Algorithm was executed 10 times for each value of the population size. As a criterion for the performances evaluation we take an averaged value of the achieved cost function for acceptable and final solutions, and averaged amount of the generations required to find these solutions. Results of the simulations are presented in the figures 5-7.

From these figures one can see that both in terms of the number of generations and achieved cost function values (the less the better) an optimal population size can be easily identified.

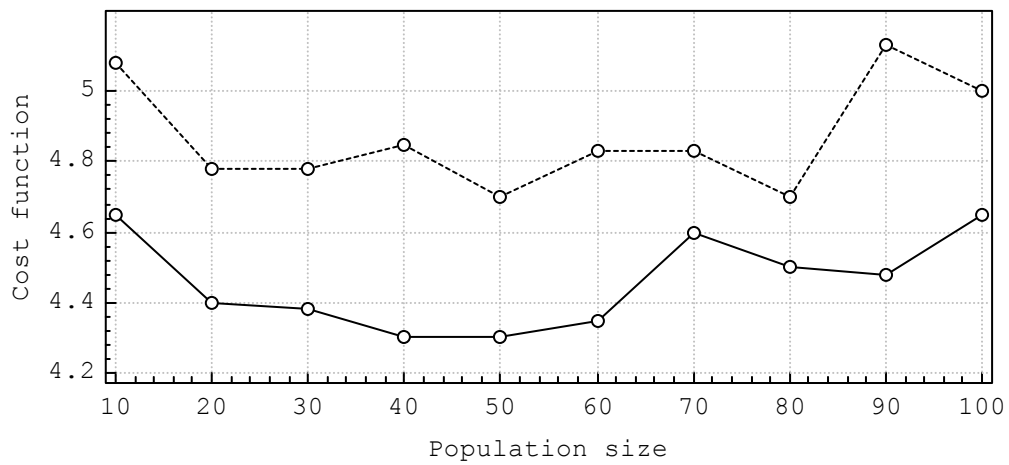


Fig. 5. Acceptable (dashed) and final (solid) values of cost function

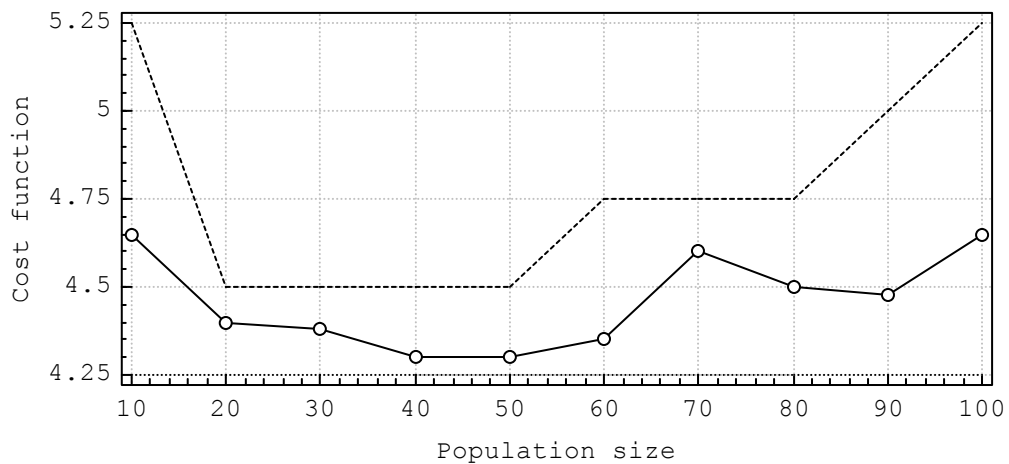


Fig. 6. Averaged final value (solid), best (dotted), and worst (dashed)

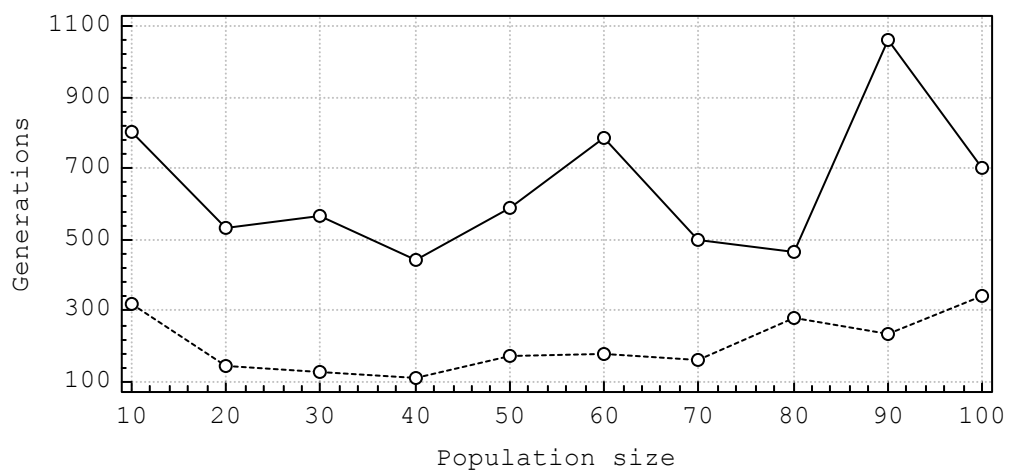


Fig. 7. Generations to acceptable (dashed) and best (solid) solutions

Optimal population size apparently is about **40** to **50** for the problem under consideration. While it is possible that other problems may have another optimal population size, the sheer existence of such optimality requires further investigation.

Length modification

Another important parameter of VLGA is the rate of the length modification. This parameter explicitly affects the capability of the algorithm to find the optimal value of the unknown variable control horizon (CH). Testing results are shown in the figures 8-10 below.

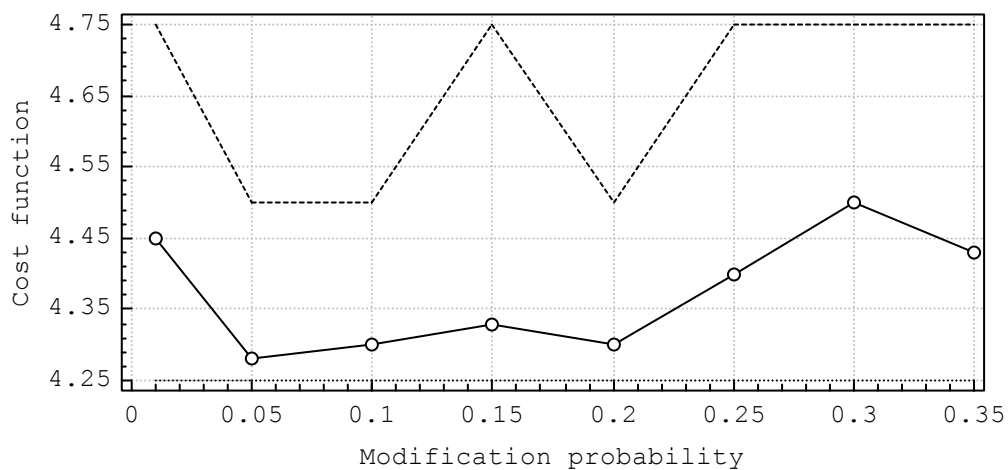


Fig. 8. Acceptable (dashed) and final (solid) values of cost function

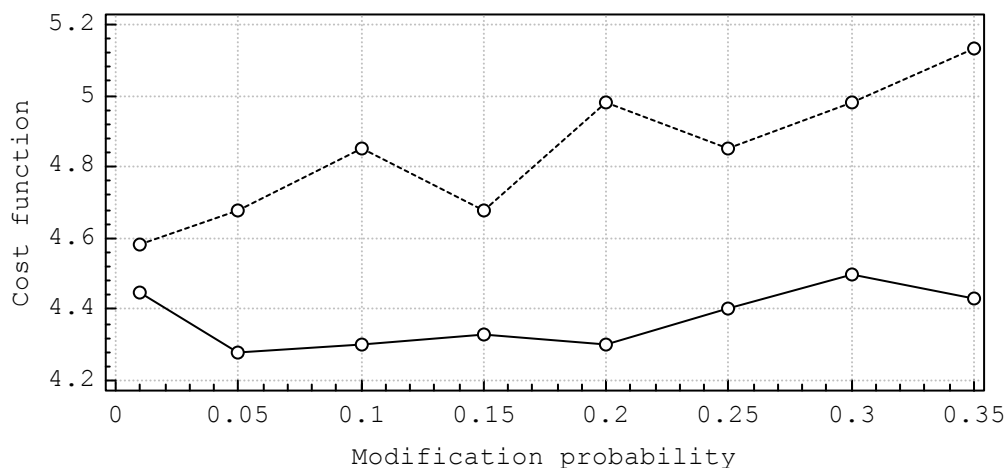


Fig. 9. Averaged final value (solid), best (dotted), and worst (dashed)

From the analysis of these results it easy to see that high modification rates degrade performances of the algorithm while searching for the optimal solution in vicinity of the best control length. At the same time, if the current population of control functions is far from the optimal length, high values of the modification rates might be required to reach the acceptable solution.

One can see that if the averaged length is within the optimum (as is the case in these test), then modification rate **0.05-0.1** delivers the best results.

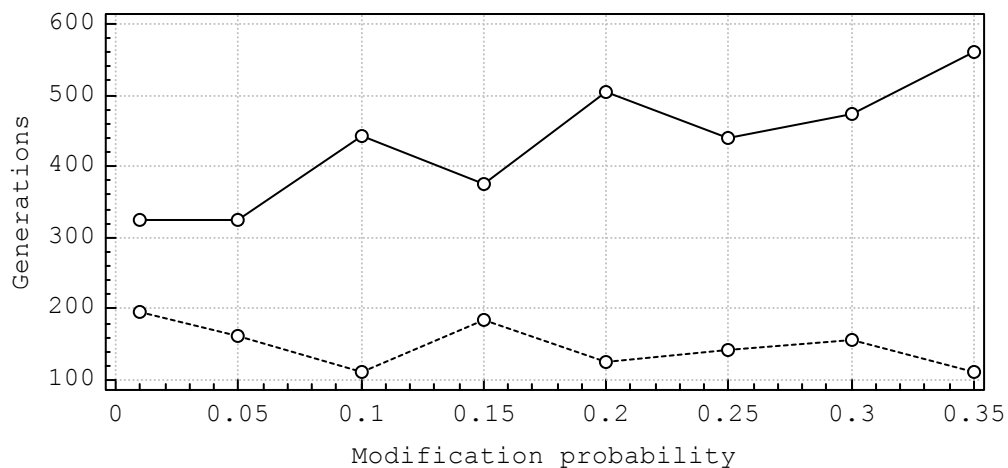


Fig. 10. Generations to acceptable (dashed) and best (solid) solutions

Conclusions

Presented above study shows that proper choice of such VLGA parameters as population size and modification rate may significantly performances of the algorithm compare to previously reported results [6]. For example, in terms of the generations to best solution, 6 times improval has been achieved with the suggested above parameters.

Nevertheless, further study on dynamics of the algorithm during length search stage, and problem specific parameters optimisation are still required.

References

- [1] *Holland, J.*, Adaptation in Natural and Artificial Systems, University of Michigan Press, Ann Arbor, 1975.
- [2] *Goldberg, D.E.*, Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning, Addison-Wesley, 1989.
- [3] *Onnen, C., Babuska, R., Kaymak, U., Sousa, J. M., Verbruggen, H. B., and Isermann, R.*, Genetic Algorithms for Optimization in Predictive Control, Control Engineering Practice, 1997, v. 5(10), pp.1363–1372.
- [4] *Haber R., Schmitz U., and Bars R.*, Optimal choice of horizons for predictive control by using genetic al gorithms, Chin. J. Comput. Phys. 28, 2004, pp. 53-58.
- [5] *V. Apostolyuk*, Application of State-Space Search Algorithms to Optimal Control, Proceedings of VI Intl. Conference on Gyro Technology, Navigation, and Motion Control, Vol. 2, Kiev, 2007, pp. 104-110.
- [6] *V. Apostolyuk*, Evolutionary Approach to the Procedural Optimal Control, Electronics and Control Systems, NAU, 2008, No. 2(16), pp. 57-65.

ВИРІШЕННЯ НАВІГАЦІЙНОЇ ЗАДАЧІ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ НА ОСНОВІ ЗЙОМКИ ЗЕМНОЇ ПОВЕРХНІ.

Збруцький О.В., Ганжа А.П.

В роботі розглянуто вирішення навігаційної задачі КА ДЗЗ із застосування матеріалів зйомки земної поверхні проведених його апаратурою. Вирішення задачі запропоновано у три етапи: попередня тематична обробка знімка з ціллю виділення та ідентифікації контурних ліній наземних об'єктів, розв'язання задачі суміщення двох точкових зображень на основі суміщення вершин контурних ліній об'єктів знімку з вершинами їх каталогових контурів з метою виключення помилок ідентифікації на попередньому етапі, визначення параметрів руху КА, використовуючи розбіжність в растрових координатах між точками знімку та каталоговим матеріалом.

В работе рассматривается решение навигационной задачи КА ДЗЗ на основе применения материалов съёмки земной поверхности его аппаратурой. Решение задачи предложено в три этапа: предварительная обработка с целью выделения и идентификации контурных линий наземных объектов; совмещение точечных изображений, образованных вершинами контурных линий объектов и их картографических аналогов, с целью исключения ошибок идентификации предыдущего этапа; определение параметров движения КА, используя невязки растровых координат точек снимка и каталогового материала.

The theme of job is the solution of navigational task of satellite. It solves by three phases. Firstly, we identify contours of objects of picture. Secondly, we superpose two dot pictures of contours of objects and draw a map of those objects. Thirdly, we solve navigational task of satellite by least square method.

Вступ

Останнім часом застосування інформації ДЗЗ, отриманої з космічних апаратів, набуло широкого вжитку в різних галузях діяльності людини. Матеріали ДЗЗ застосовуються здебільшого для потреб військової розвідки, народногосподарських потреб, або для моніторингу навколишнього середовища. Доступність матеріалів ДЗЗ та масштабність їхнього застосування підняла потребу в підвищенні якості автоматизованої обробки знімків, одним з елементів якої є навігаційне забезпечення КА ДЗЗ.

Якісне геокодування знімків ДЗЗ, що є основою картографування його матеріалів, потребує рівномірного нанесення опорних точок по всій площині знімку. В ручному режимі досягти якісного геокодування усього знімку дуже складно, а часом взагалі не можливо, що пов'язано з проблемою вибору опорних точок. Вплив цієї проблеми на якість геокодування значно

зменшується якщо застосовувати нанесення опорних точок з використанням параметрів руху КА, бо в такій постановці рівномірність розташування опорних точок досягається без зайвих зусиль. Таким чином на перший план піднімається питання про якість навігаційного забезпечення КА ДЗЗ.

Постановка задачі

Припустимо існування деякого багатоградаційного зображення ділянки земної поверхні, отриманого за допомогою КА ДЗЗ. Вважатимемо, що знімок складається з $K \times M$ пікселів. Колір кожного з пікселів є значенням яскравості випромінювання об'єктів земної поверхні в певному частотному діапазоні. Тому знімок ДЗЗ можна представити у вигляді подвійного масиву $K \times M$ елементів, що містять значення яскравостей пікселів.

Вважається, що зйомка проводилася в надір та в період $[t_{\min}, t_{\max}]$. При цьому будемо вважати відомими апріорні параметри руху КА на деякий момент часу t_0 , тобто його положення в абсолютній геоцентричній екваторіальній системі координат (АГЕСК) $\bar{R}_0 = [X_{a0} \ Y_{a0} \ Z_{a0}]^T$ на цей момент, параметри швидкості – $\bar{V}_0 = [V_{x_{a0}} \ V_{y_{a0}} \ V_{z_{a0}}]^T$ та балістичний коефіцієнт S_{bal} (Рис. 1,2); а також параметри сканера ДЗЗ: $\gamma_{\max}$ – модуль кута максимального відхилення чутливого елемента сканера від напрямку на надір, $\Delta\gamma$ – параметр

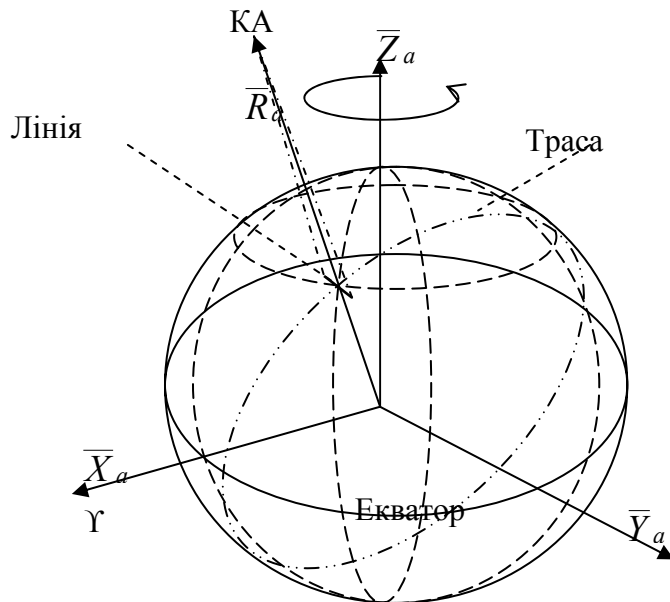


Рис. 1. Сканування Землі з КА

дискретизації положень чутливого елемента в межах $[-\gamma_{\max}, \gamma_{\max}]$ та Δt – інтервал часу між формуванням сусідніх ліній розгортки знімка (рис. 2,3).

Необхідно знайти такі параметри руху КА $\bar{R}_0$ та $\bar{V}_0$ на момент часу t_0 щоб

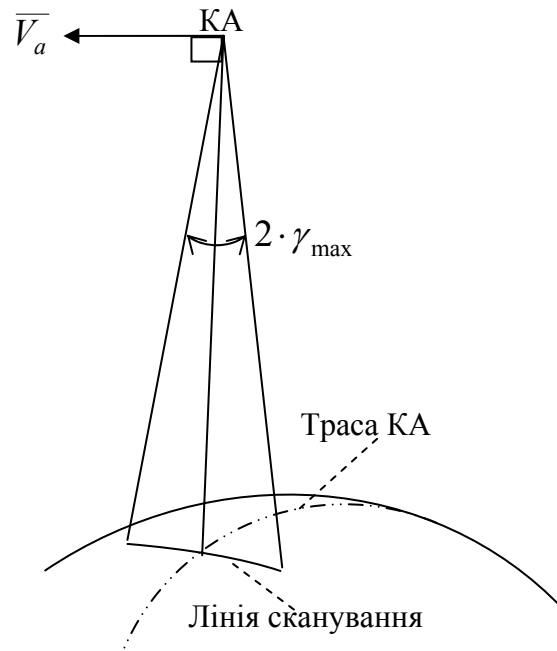


Рис. 2. Процес формування лінії розгортки

контурні лінії об'єктів знімку ДЗЗ максимально співпали з положенням контурних ліній цих об'єктів нанесених на модельоване зображення очікуемого знімку (рис.4).

Для потреб виділення контурних ліній на растровому зображенні знімка пропонується застосувати послідовно згортку маскового фільтра та t -пошукач. Ціллю застосування цих технологій є отримання бінарного

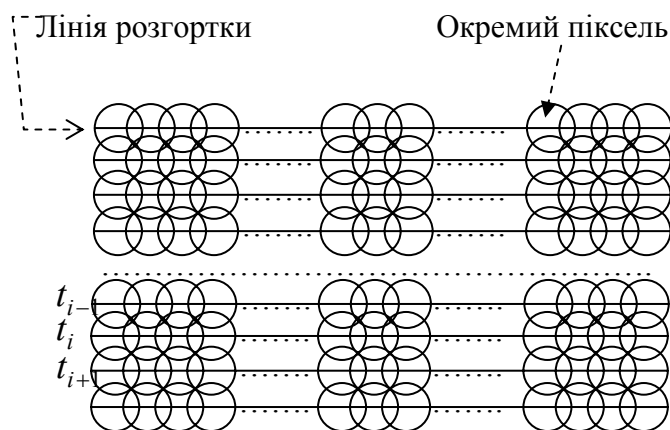


Рис. 3. Схема формування зображення ДЗЗ

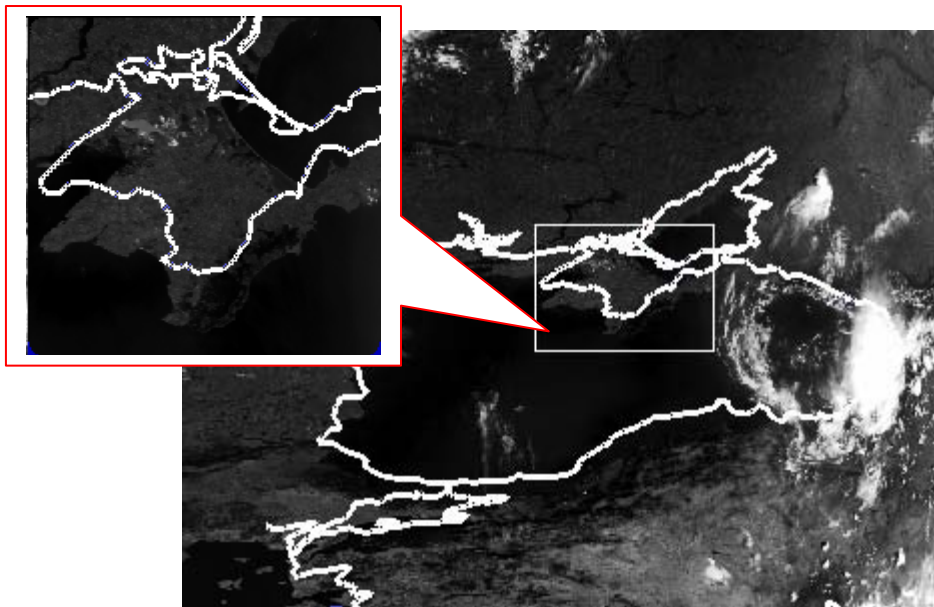


Рис.4. Зразок невідповідності положення контурної лінії за результатами моделювання реальному процесу зйомки .

растрового зображення контурних ліній найбільш контрастних об'єктів знімка ДЗЗ [1-5].

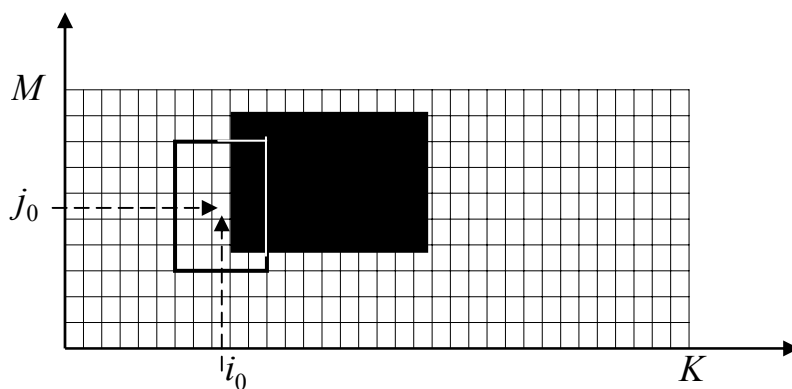


Рис.5 Процес виділення на зображенні ділянки $2 \cdot \omega + 1 \times 2 \cdot \omega + 1$ з центром в точці (i_0, j_0) .

Маскова фільтрація представляє собою згортку між матрицею значень яскравостей ділянки растрового зображення та матрицею коефіцієнтів фільтра (маска фільтра). Привласнення результату згортки центральному пікселю фільтруємої ділянки призводить до формування нового растрового зображення.

Якщо в якості маски взяти систему коефіцієнтів, що дозволяє розрахувати значення швидкості зміни яскравості (т.е. ін.) в межах вікна фільтру, то в результаті ми отримаємо зображення ліній перепадів яскравостей.

Формула (1) відображає математичну суть маскової фільтрації:

$$f(i_0, j_0) = \sum_{i=i_0-\omega}^{i_0+\omega} \sum_{j=j_0-\omega}^{j_0+\omega} F(i, j) \cdot H(i - i_0 + \omega + 1, j - j_0 + \omega + 1), \quad (1)$$

де $2\omega + 1 \times 2\omega + 1$ – розмір “вікна” фільтру в пікселях, $\omega > 0$ – деяке позитивне число, що визначається розміром “вікна”; (i, j) – координати пікселя на зображенні;

(i_0, j_0) – координати центрального пікселя вікна на зображенні; $F(i, j)$ – значення яскравості відповідного пікселя, а $f(i_0, j_0)$ – отримане значення яскравості пікселя, що знаходиться в центрі вікна фільтра.

Фільтрація зображення відбувається послідовним зміщенням вікна фільтра та обчисленням згідно (1) нового значення яскравості для пікселя, що відповідає центру вікна.

В [1-5] дано деякі варіанти маскових фільтрів. При застосуванні маскової фільтрації до космічних знімків ДЗЗ найкраще себе виявив фільтр на основі оператора Собеля:

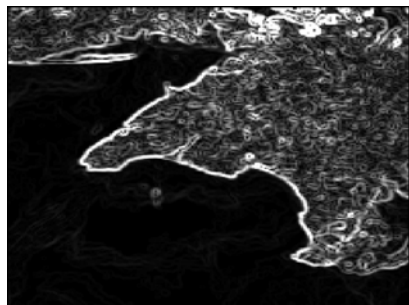


Рис.6. Фільтрація оператором Собеля.

$$f(i_0, j_0) = \sqrt{\left(\frac{\partial F(i_0, j_0)}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial F(i_0, j_0)}{\partial y}\right)^2}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial F(i_0, j_0)}{\partial x} = \sum_{i=i_0-1}^{i_0+1} \sum_{j=j_0-1}^{j_0+1} F(i, j) \cdot H_x(i - i_0 + 2, j - j_0 + 2)$$

де

$$\frac{\partial F(i_0, j_0)}{\partial y} = \sum_{i=i_0-1}^{i_0+1} \sum_{j=j_0-1}^{j_0+1} F(i, j) \cdot H_y(i - i_0 + 2, j - j_0 + 2)$$

$$H_x = \begin{vmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 2 \\ -1 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad H_y = \begin{vmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{vmatrix}.$$

Приклад практичного застосування такого фільтра представлено рис.6.

Не зважаючи на не поганий результат, для практичних цілей цього виявилось замало. Формування бінарного зображення шляхом простого порівняння (2) з деякою константою $f(i_0, j_0) \geq C$, як пропонується в [1-4], призводить до потовщення контурних ліній об'єктів і формування великої кількості випадкових контурів, що пов'язано з надмірною чутливістю детермінованих фільтрів, та втратою менш контрастних ліній.

Подолати цю проблему дозволяє застосування статистичного фільтра t – пошукача [5-6].

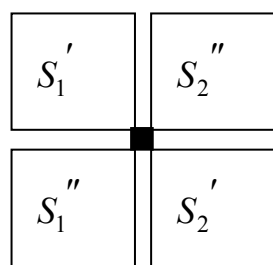


Рис.7 Вікно універсального t – пошукача контурних ліній.

Як і в детермінованих маскових фільтрах вікно t – пошукача послідовно зміщується по зображенню, що було отримано в наслідок маскової фільтрації, та на основі статистичного рішення приймається висновок про належність центрального пікселя вікна до контурної лінії.

Вікно t – пошукача розбивається на чотири ділянки S_1' , S_2' , S_1'' , S_2'' , при цьому горизонтальна та вертикальна лінії, утворені центральним пікселем, до цих ділянок не входять



Рис.8 Фільтрація
t – пошукачем

(рис.7).

Статистичне рішення про належність центрального пікселя вікна фільтра до контурної лінії приймається за статистичними параметрами пари ділянок S_1 та S_2 : $\bar{s}_1, \bar{s}_2$ – середні значення яскравостей, σ_1, σ_2 – значення середньо квадратичних відхилень, де нижні індекси відносяться до відповідних ділянок.

Рішення приймається порівнянням згідно правила $t = \sqrt{m-1} \cdot \frac{\bar{s}_1 - \bar{s}_2}{\sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}} \geq t_\alpha$, де m – розмір

ділянки S , а t_α – квантіль Стюдента.

Якщо затверджено рішення про належність центрального пікселя вікна до контурної лінії при аналізі будь-якої з пар S'_1, S'_2 чи S''_1, S''_2 , то пікселю привласнюється значення 1, інакше – 0.

Принципи побудови та детальний алгоритм *t* – пошукача можна знайти в [5-6].

Отримане бінарне растрове зображення є необхідним матеріалом, що закладає основу для ідентифікації об'єктів зображення.

Представлення контурів цепним кодом та ідентифікація їхніх ділянок.

Будь-яку лінію на пласкому зображенні можна з деякою точністю представити у вигляді ламаної, де вершини ламаної з'єднуються векторами (рис. 9). Тобто, будь-яку лінію можна представити у вигляді низки двовірних векторів

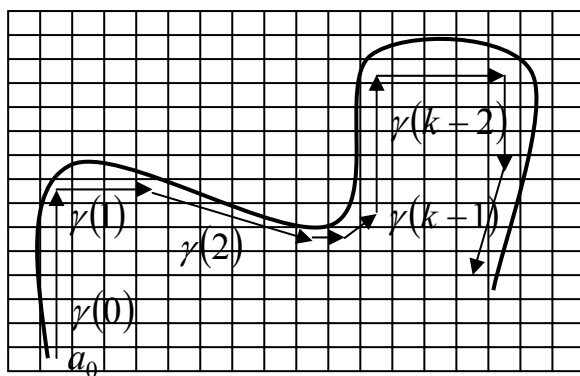


Рис.9 Опис контуру векторами

$$\Gamma = \{\gamma(n)\}_{0,k-1} = \{\gamma(0), \gamma(1), \dots, \gamma(k-1)\}, \quad (3)$$

де $\gamma(n)$ – n -й вектор, а k – кількість векторів, що формує контур Γ . Контур, що представлено виразом (3), називається вектор-контуром контурної лінії зображення об'єкта.

Кожен з векторів (3) можна представити комплексним числом

$$\gamma(n) = \gamma_1(n) + i\gamma_2(n) = |\gamma(n)| \cdot \exp\{i\varphi(n)\},$$

де n – номер вектора з (3), $\gamma_1(n) = \operatorname{Re} \gamma(n) = \Delta x$ – проекція вектора $\gamma(n)$ на вісь x , $\gamma_2(n) = \operatorname{Im} \gamma(n) = \Delta y$ – проекція вектора $\gamma(n)$ на вісь y , а $|\gamma(n)|$ і $\varphi(n)$ – модуль та аргумент комплексного числа відповідно. В такому разі (3) перетвориться на масив комплексних чисел.

Якщо позначити точку, з якої починається вектор $\gamma(0)$, як $a_0(x_0, y_0)$, то координати будь якої вершини ламаної Γ можна знайти як дійсну та уявну частини суми комплексних чисел, тобто $a_n \left(x_0 + \operatorname{Re} \left(\sum_{i=0}^{n-1} \gamma(i) \right), y_0 + \operatorname{Im} \left(\sum_{i=0}^{n-1} \gamma(i) \right) \right)$.

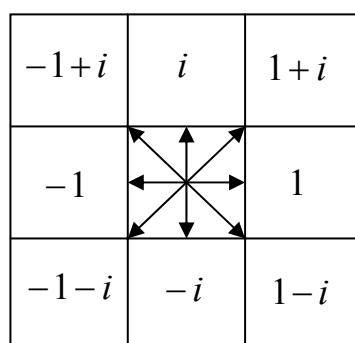


Рис.10 Координати елементарного вектора при комплексному кодуванні

Виходячи з цього, зворотною операцією з масиву точок $\{a_0, \dots, a_n\}$ можна знайти компоненти контуру Γ .

Контури, елементи яких відповідають лише варіантам комплексних чисел відображених рис.10, називаються стандартизованими. Як видно всі контури утворені низкою сусідніх точок растрового зображення будуть стандартизованими. Тому нанесення картографічного матеріалу на модельоване

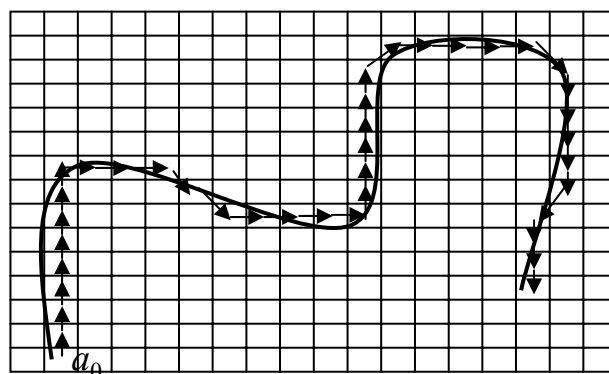


Рис.11 Стандартизований вектор-контур

растрове зображення, у контурному вигляді згідно (3), потребує приведення його до стандартизованого виду. Це досягається так званою процедурою стандартизації [6] (рис.11).

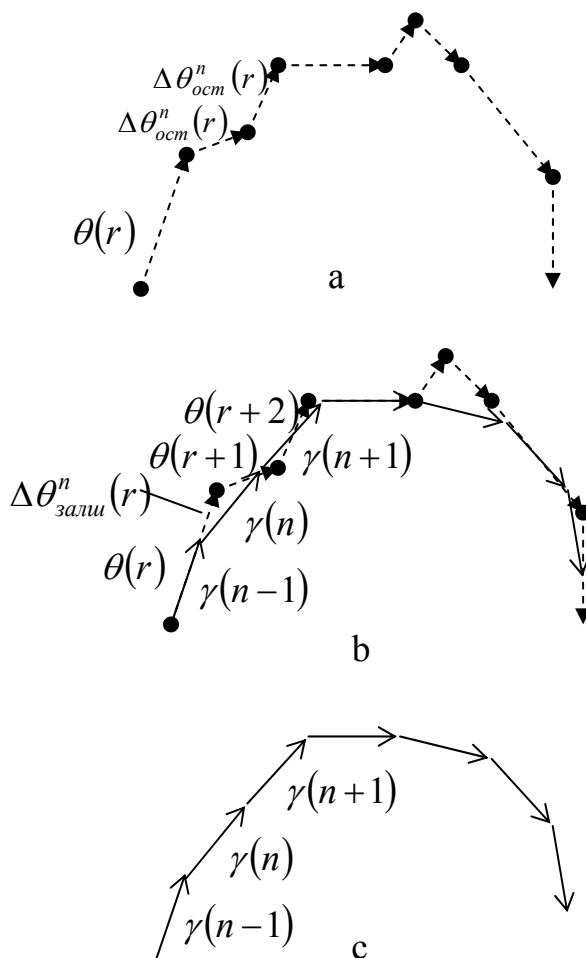


Рис.12. Процес еквалізації

Нажаль стандартні контури, що отримані в результаті обробки знімка та моделювання очікуваного зображення через мілкі деталі можуть суттєво відрізнятися. Позбутися цього дозволяє процедура еквалізації. Особливість еквалізованого контура полягає в тому, що на його елементи накладається обмеження виду:

$$|\gamma(0)| = |\gamma(1)| = \dots = |\gamma(k-1)| = \gamma,$$

тобто вимагається рівність модулів елементів-векторів, але жодних обмежень щодо їхніх аргументів не висувається.

Якщо застосувати процедуру еквалізації з $|\gamma| \geq 2$ до стандартизованого контура, то ми зможемо створити контур, що буде повторювати характерну для його основи форму але втратить мілкі деталі (рис.12).

Операція дескретного перетворення Фур'є (ДПФ) в контурному аналізі закладає основу для процедур маніпуляції з контурами.

ДПФ

$$\Gamma = \{\gamma(n)\}_{0,k-1} \Leftrightarrow P = \{\rho(n)\}_{0,k-1}$$

ЗДПФ

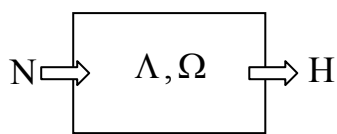


Рис.13 Схема контурного фільтра

Під контурною фільтрацією розуміють операцію, що заснована на згортці вхідного контура $N = \{\nu(n)\}_{0,k-1}$ з контуром $\Lambda = \{\lambda(n)\}_{0,k-1}$, який є імпульсною характеристикою фільтра [6], його ДПФ представляється контуром $\Omega = \{\omega(m)\}_{0,k-1}$, що називається частотною характеристикою фільтра.

Саме згортка контурів N і Λ задає відгук фільтра на вхідний сигнал, що визначається контуром $H = \{\eta(s)\}_{0,k-1}$ (Рис.13), де $\eta(s) = \sum_{n=0}^{k-1} \lambda(n) \cdot \nu(s-n)$.

Контурний узгоджений фільтр (КУФ) для якого справедливо $\gamma^*(k-s-1) = \lambda(s)$ (тобто $\Lambda(\Gamma), \Omega(\Gamma)$), де $\gamma^*(n)$ – комплексно-суміжне число $\gamma(n)$, дозволяє розрахувати чисельну міру подібності між вхідним контуром N та еталонним Γ , оцінити масштабний коефіцієнт та кут взаємної орієнтації між N та Γ [6].

Оскільки під час обробки растрового зображення космічного знімка ми отримуємо контурні лінії лише ділянок наземних об'єктів (рис.8), то використовуючи ці контури у якості еталонів Γ для КУФ, та подавши на вхід фільтра цільний контур картографічного об'єкта N , можна ідентифікувати ті частини N , які відповідають спостерігаємим контурам, якщо такі існують.

Визначення параметрів афінного перетворення між модельованим та реальним знімками.

Нажаль, для однозначної ідентифікації спостерігаємих ділянок наземних об'єктів однієї контурної фільтрації виявляється не достатньо. Це пов'язано із значним процентом оманливих відгуків КУФ на подібні ділянки видовженого картографічного контура.

Відсіяти невірні результати контурної фільтрації можна розглянувши системи точок, що їх утворюють вершини ідентифікованих КУФ контурів. Таким чином ми отримуємо два точкові зображення A (сформовано точками еталонних контурів, образи яких було знайдено на картографічних контурах) та B (сформовано точками ділянок картографічних контурів, що були ідентифіковані КУФ).

Застосувавши методи суміщення точкових зображень ми зможемо залишити лише точки, що мають взаємну відповідність на обох зображеннях. Задля досягнення поставленої мети можна застосувати комбінаторний алгоритм суміщення двох зображень на основі перебору систем трикутників утворених точками [7] або модифікований зонно-комбінаторний метод ідентифікації точкових зображень [7-8].

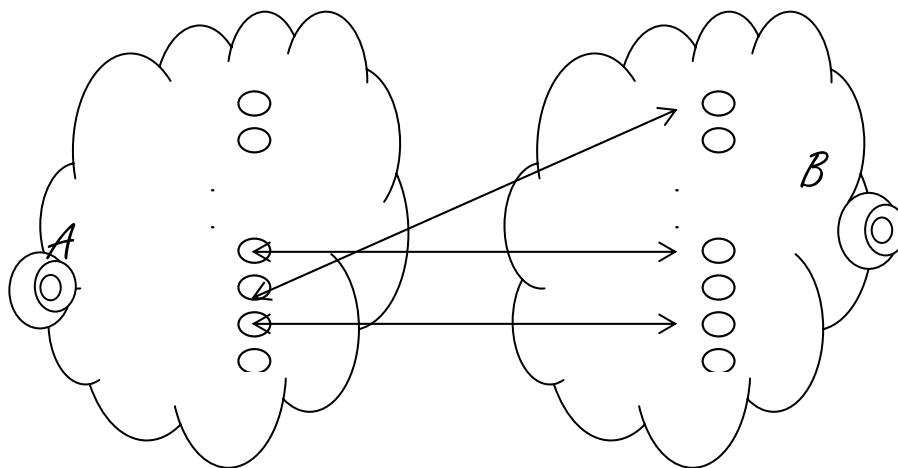


Рис.14 Співвідношення між точками зображень A та B

Отримавши чітке співвідношення між точками зображень A та B (рис.14) можна оцінити параметри афінного перетворення між цими зображеннями: зміщення початку системи відліку координат зображення та кут повороту системи координат зображення B відносно зображення A .

Корекція параметрів руху КА на основі ідентифікованих точок знімка.

На стадії ідентифікації контурів ми мусили шляхом моделювання роботи сканера ДЗЗ розрахувати точки контурів географічних об'єктів і таким чином отримали розраховані значення вимірюємих параметрів. Застосувавши афінне перетворення до координат цих точок ми отримаємо реальні значення вимірюємих параметрів.

Отримавши два масиви растрових координат $\bar{T}_j = [x_j \ y_j]^T$ – для спостерігаємих точок на знімку та $\bar{T}''_j = [x''_j \ y''_j]^T$ – для точок змодельованих контурів, де $j = \overline{1, q}$, ми можемо створити вектор нев'язок $\Delta T_j = \bar{T}_j - \bar{T}''_j = [\Delta x_j \ \Delta y_j]^T$. А всі вектори нев'язок разом утворюють матрицю-стовпець $\Delta T_{[2q \times 1]} = [(\Delta T_1)^T \ (\Delta T_2)^T \ \dots \ (\Delta T_q)^T]^T$.

Шляхом математичного моделювання можна відповідно до кожної точки $\bar{T}_j$ можна знайти матрицю приватних похідних вимірюємих параметрів від параметрів руху КА, тобто

$$\Psi_j = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_j}{\partial t_0} & \frac{\partial x_j}{\partial Vx_{a0}} & \frac{\partial x_j}{\partial Vy_{a0}} & \frac{\partial x_j}{\partial Vz_{a0}} & \frac{\partial x_j}{\partial X_{a0}} & \frac{\partial x_j}{\partial Y_{a0}} \\ \frac{\partial y_j}{\partial t_0} & \frac{\partial y_j}{\partial Vx_{a0}} & \frac{\partial y_j}{\partial Vy_{a0}} & \frac{\partial y_j}{\partial Vz_{a0}} & \frac{\partial y_j}{\partial X_{a0}} & \frac{\partial y_j}{\partial Y_{a0}} \end{bmatrix}.$$

Загальна матриця приватних похідних тоді буде

$$\Psi_{[2q \times 6]} = [(\Psi_1)^T \ (\Psi_2)^T \ \dots \ (\Psi_q)^T]^T.$$

Згідно метода найменших квадратів (МНК) [9], оцінки $\Delta \hat{\bar{X}}_0 = [\Delta t_0 \ \Delta Vx_{a0} \ \Delta Vy_{a0} \ \Delta Vz_{a0} \ \Delta X_{a0} \ \Delta Y_{a0}]^T$ можна знайти за формулою

$$\Delta \hat{\bar{X}}_0 = C^{-1} \cdot \Psi^T \cdot P \cdot (\Delta T), \quad (4)$$

де $C_{[6 \times 6]} = \Psi^T \cdot P \cdot \Psi$ – узагальнена матриця Грама для системи функцій $\{\Psi_j\}$, що називаються функціями впливу, та відповідають блокам матриці Ψ ;

$P_{[2q \times 2q]}$ – діагональна матриця вагових коефіцієнтів помилок результатів вимірювання, діагональні елементи якої, як правило, обираються у вигляді чисел зворотно пропорційних до дисперсій відповідних вимірів, а коли такі невідомі, то в якості матриці P використовують одиничну матрицю відповідної розмірності.

Тоді точні параметри руху КА ДЗЗ можна знайти як $\bar{X}'_{a0} = \bar{X}_{a0} + \Delta \hat{\bar{X}}_0$.

Результати експериментів

Для демонстрації працездатності теоретичного матеріалу наведено ділянки знімку ДЗЗ КА NOAA-17 сканера AVHRR3 в процесі ідентифікації елементів берегової лінії та корекції параметрів руху КА.

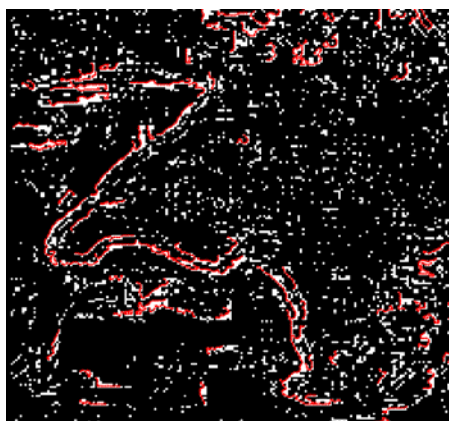


Рис.15. Обхід цепним кодом.

Апріорні відомості про параметри руху КА давали значне відхилення картографічного контура морського узбережжя від реального (рис.4). На рис.6 та рис.8 відображено результати обробки растрового знімка масковим оператором Собеля та t -пошукачем, відповідно. Обхід цепним кодом отриманого бінарного зображення виділив близько 80 контурних ліній, довжина кожної з яких понад 20 сусідніх пікселів (рис.15).

В результаті еквалізації отриманих та картографічного контурів, ідентифікації ділянок останнього контурним узгодженим фільтром та суміщення вершин ідентифікованих контурів модифікованим зонно-комбінаторним методом було отримано 18 ідентичних точок на обох зображеннях. На основі отриманого матеріалу було вираховано параметри афінного перетворення для даного знімку та розраховано реальне положення картографічного контура берегової лінії. Таким чином, отримавши необхідний матеріал для вирішення навігаційної задачі, методом найменших квадратів було знайдено точні параметри руху КА.

На основі знайдених параметрів руху було змодельоване положення контуру берегової лінії заново. В результаті отримано рис.16.

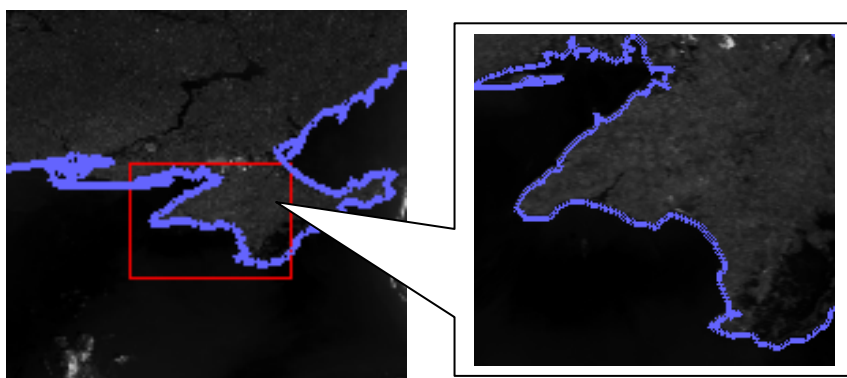


Рис.16. Накладення контура з використанням нових параметрів руху КА

Висновки

Як видно з демонстраційного матеріалу, запропонований підхід до вирішення навігаційної задачі КА шляхом аналізу зробленого його сканером знімку ДЗЗ цілком прийнятний та виправданий. Отриманий результат доводить реальність автоматичного отримання параметрів руху КА за результатами аналізу зображенням земної поверхні.

Тестування теоретичних досліджень проводилося на знімках середньої розподільчої здатності, але використання знімків високої розподільчої здатності лише збільшить точність вимірювання параметрів руху КА та підвищить ефективність запропонованої технології.

Список використаної літератури

1. *Г.Я. Красовський, В.А. Петров* Інформаційні технології космічного моніторингу водних екосистем та прогнозу водоспоживання міст. – Київ: Наукова думка, 2003. – 224с.
2. *Красовский Г.Я.* Аэрокосмический мониторинг поверхностных вод. – Л.:ВНИИКАМ, 1992. – 231с.
3. *Э. Прэнт* Цифровая обработка изображений. – М: Мир, 1982. – 792с.
4. *Р. Дуда, П. Харт* Распознавание образов и анализ сцен. – М: Мир, 1976. – 511с.
5. *Збруцький О.В., Ганжа А.П* Геокодування знімка дистанційного зондування Землі в задачі навігації штучного супутника // Наукові вісті НТУУ “КПІ” – 2007 – №3.

М.Кавешгар В.Г.Лукомский

Национальный Технический Университет Украины «Киевский
политехнический институт», Киев, Украина

Введение. Интеллектуальная транспортная система является одной из современных тем исследований для разных областей наук и промышленности. Сегодняшнее увеличивающееся количество автомобилей и соответственно увеличивающееся количество аварий, заставляет думать о точном и быстром решении этой проблемы. Автоматизация движения на дорогах приведет к ее решению.

Такой проблемой занимаются многие компании и организации. Среди них адаптивная система контроля движением компании Bosch [1], которая позволяет автомобилю адаптировать свою скорость к скорости движущегося впереди автомобиля. В работе [2] для правильной организации движения требуется контроль за различными знаками на дороге. Такая система предусматривает полное изменения инфраструктуры дороги. В [3] используется система ночного видения. Одна из современных систем контроля движения использует активное детектирование и способна менять направление движения [4].

Постановка задачи. Целью работы является исследование системы управления, которая позволяет контролировать скорость движения соответственно ситуации и приготовить автомобиль к изменению направления движения или повороту, чтобы избежать столкновения с предметом на дороге. Представленная система использует систему активного детектирования - сканирующую лазерную систему.

Такая система может быть использована и в других областях техники.

Математическая модель системы. Наличие точной системы для получения информации является первым и важным шагом для построения автономной системы. В работе предлагается использовать сканирующую лазерную систему, состоящую из лазера, оптической системы и приемника. Инфракрасный лазерный луч из твердотельного лазера сканирует дорогу впереди автомобиля. Такой луч может быть получен с помощью оптического параметрического генератора, когда луч проходит через нелинейный кристалл, и его длина волны изменяется таким образом, что не является опасной для глаз человека. Лазерный луч проходит через Галилеевский телескоп, который является расширителем пучка. Гальванометрические зеркала в качестве сканирующего устройства являются частью контрольного блока. Отраженный от объекта лазерный импульс возвращается к приемнику и принимается лавинным фотодиодом. Возвращающийся импульс несет информацию о расстоянии до препятствия и качества ее поверхности. Для случая автомобиля

полученная информация обрабатывается с помощью алгоритмов и может отображаться на дисплее. Моделирование такой системы представлено в работе [5].

После обнаружения объекта и определения его расстояния до автомобиля, контрольной системой управления принимается решение об уменьшении скорости движения автомобиля до необходимой величины. Это уменьшение скорости должно происходить с учетом комфорта и безопасности пассажиров. Следовательно, система управления скоростью должна действовать таким образом, чтобы при присутствии предмета на пути движения автомобиля его скорость изменялась оптимально плавно и в минимальном интервале времени. Кривая уменьшения скорости будет зависеть от текущей скорости, конечной скорости и расстояния до препятствия. Для контроля скорости используется электронная дроссельная заслонка.

Система контроля скорости представлена на рис.1

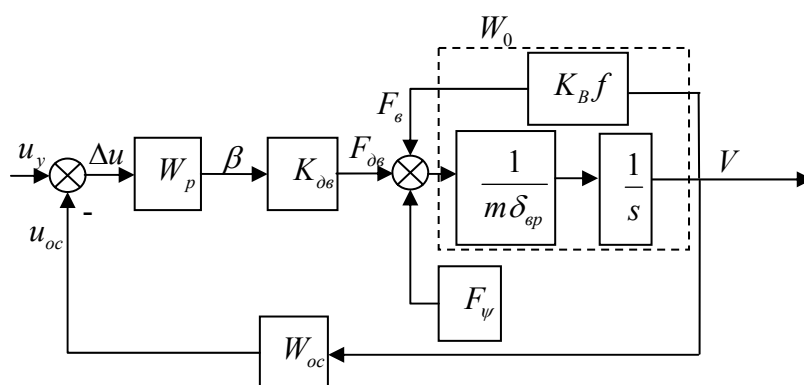


Рис.1. Функциональная схема автомобиля с управлением скоростью.

На рис.1 обозначено: m - масса автомобиля; $\delta_{сп}$ - коэффициент вращающей массы автомобиля; β - угол открытия дроссельной заслонки; K_{δ} - коэффициент связывающий величины открытия дроссельной заслонки с силой двигателя; F_{δ} - сила тяги двигателя; $F_{кол}$ - сила опора качения колес и $F_{воз}$ - сила сопротивления воздуха; V - скорость автомобиля; u_y , u_{oc} , Δu - сигналы для контроля открытия дроссельной заслонки; $W_0 = \frac{K_0}{TS+1}$ - передаточная функция автомобиля; W_{oc} - блок обратной связи; W_p - блок регулирования.

Система управления имеет передаточную функцию

$$\phi_u^v = \frac{v}{u_y} = \frac{K_3 W_p W_0}{1 + K_{\delta} W_p W_{oc} W_0} = \phi_u^v = \frac{K_{\delta} W_p^4 W_o^3 W_{oc}^3}{W_o^3 W_{oc}^3 W_p^3 + K_{\delta} W_p^4 W_o^4 W_{oc}^4} \quad (1)$$

Чтобы получить оптимальные условия уменьшения скорости (особенно для пассажиров) необходимо выбирать график изменения скорости заранее. По выбранному графику создается система управления.

Синтез системы управления. Синтез системы управления проведем методом модального управления [6]. Учитывая неполную информацию о векторе состояния, используем метод стандартных коэффициентов, получающихся в результате минимизации оптимизирующего функционала

$$I = \int_0^{\infty} t |e(t)| dt,$$

представляющего собой интеграл от произведения абсолютного значения ошибки $|e(t)| = |1 - x(t)|$ на время t (Рис. 2(а)). Исходя из (1) и рис.1, выбирается система 3-го порядка как наиболее приемлемая по колебательности и быстродействию (рис.2(б)). Таким образом, скорость уменьшается за минимальное время и минимальная колебательности.

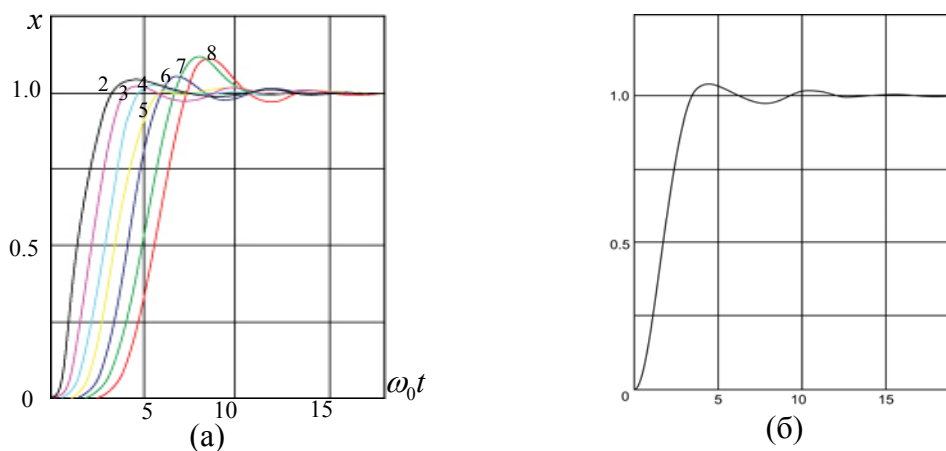


Рис. 2. Переходные характеристики оптимальных систем

Используя знаменатель формулы (1) и характеристический полином 3-го порядка оптимального управления, получим

$$W_0^3 W_{oc}^3 W_p^3 + K_{06} W_p^4 W_o^4 W_{oc}^4 = s^3 + 1.75 \omega_0 s^2 + 2.15 \omega_0^2 s + \omega_0^3. \quad (2)$$

Передаточную функцию для регулятора возьмем в виде $W_p = K_{p1} + K_{p2} \frac{1}{s} =$

$$= W_p = K_p \frac{T_p s + 1}{s},$$

$$\text{где } T_{p1} = K_p T_p, \quad T_{p2} = K_p \quad (3)$$

Передаточная функция обратной связи, с учетом (1) и (2), имеет вид

$$W_{oc} = K_{oc} + \frac{K_1 s}{T_1 s + 1} = W_{oc} = K_{oc} \cdot \frac{T_{oc} s + 1}{T_1 s + 1}; \quad T_{oc} = T_1 + \frac{K_1}{K_{oc}}. \quad (4)$$

Структурная схема системы управления показана на рис. 3.

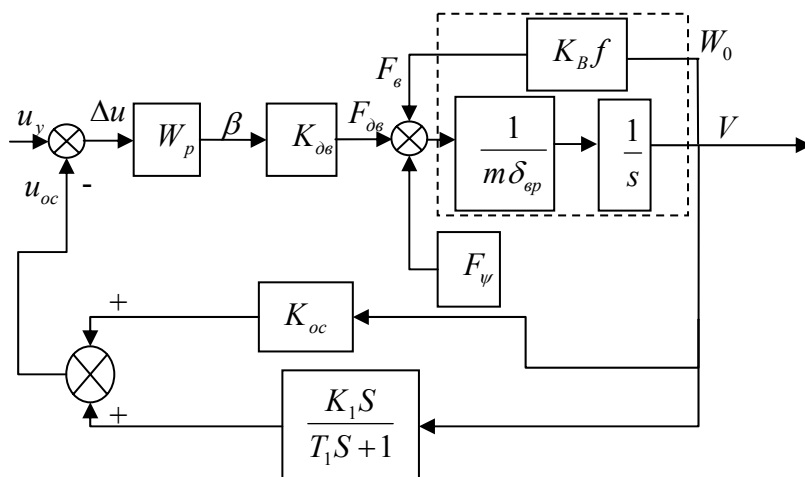


Рис. 3. Структурная схема системы управления

Тогда из (3) найдем коэффициенты передаточной функции обратной связи и регулятора:

$$\begin{aligned}
 T_{p1} &= \frac{1.75\omega_0 T T_{oc3} - (T + T_{oc3})}{K_{\delta\theta} K_0 T_{oc1}} \\
 T_{p2} &= \left(\frac{T T_{oc3}}{T_{oc2}} \right) \frac{\omega_0^3}{K_{\delta\theta} K_0} \\
 T_{oc1} &= \frac{-b \pm \Delta}{2} \\
 b &= \frac{1 - 2.15\omega_0^2 T T_{oc3} T_{oc2}}{T T_{oc3} \omega_0^3} \\
 c &= \frac{T_{oc2}^2 (1.75\omega_0 T T_{oc3} - (T + T_{oc3}))}{T T_{oc3} \omega_0^3} \\
 \Delta &= \sqrt{b^2 - 4ac}
 \end{aligned} \tag{5}$$

Из рис. 2 (б) для допустимого перерегулирования и необходимого времени переходного процесса t находится ω_0 и соответствующие коэффициенты для передаточной функции обратной связи и регулятора (5).

Реакция системы с параметрами $T_{oc2} = 1$; $T_{oc3} = 0.05$, $m\delta_\theta = 1500$ (K_2); сопротивление воздуха $f_\theta = 0.86$; сопротивление качения $f_\psi = 10$; $K_{\delta\theta} = 1500$ на ступенчатое воздействие, моделируемая с помощью пакета SIMULINK, представлена на рис. 4 для различных значений времени переходного процесса t , а также расстояние, которое проходит автомобиль, для $t = 2, t = 4, t = 6, t = 8, t = 10, t = 12, t = 14, t = 16, t = 18$ с.

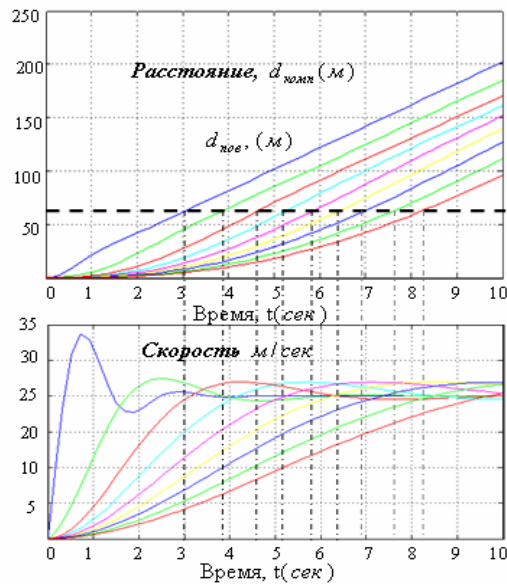
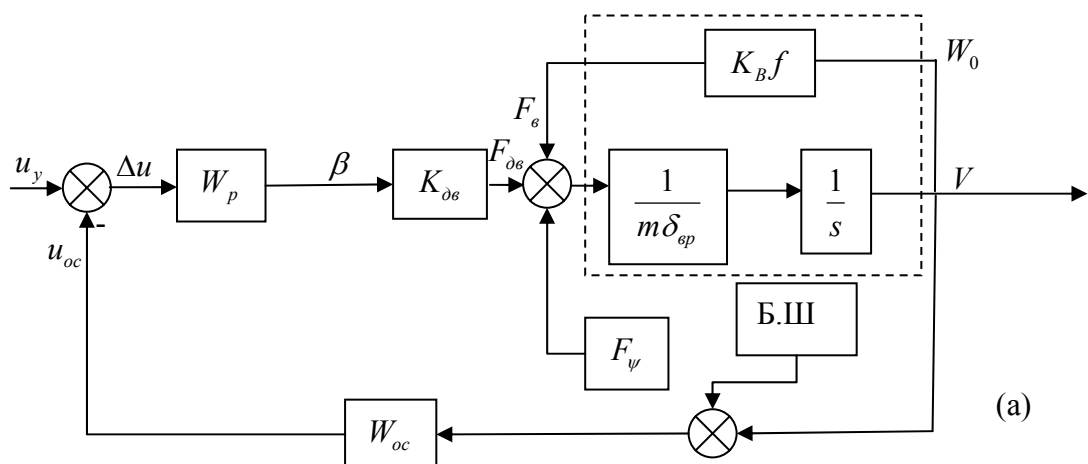


Рис. 4. Реакции на ступенчатое воздействие

На основе графика скорости выбирается контрольная модель, которая для расстояния $d_{\text{комп}}$ за время t (время переходного процесса) успеет уменьшить скорость и завершить переходной процесс. $d_{\text{комп}}$ - это расстояние, рассчитанное компьютером для выполнения поворота. Как видно из рис. 4, только системы регулирования до $t = 16$ удовлетворяют расстоянию $d_{\text{комп}}$.

Оценка влияния помех и инерционностей. Рассмотрим влияние на работу системы помех. Пусть сигнал одометра имеет помеху типа «белого шума». На рис. 5. представлена реакция системы с шумом, со среднеквадратическое отклонением которого равно 10% от величины входного воздействия.



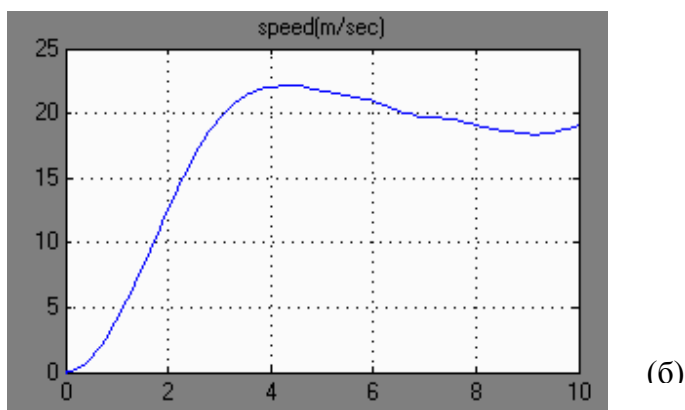


Рис. 5. Блок-схема (а) системы с учетом « белого шума» и ее реакция на ступенчатое воздействие (б)

Как видно, влияние шумов одометра не существенно. Оценим влияние инерционности измерителей. Запоздывание, вносимое инерционностью блока обратной связи, приводит к искажению процесса управления по сравнению с идеальными звеньями, что должно учитываться при синтезе. Учет инерционности одометра передаточной функцией $\frac{1}{TS+1}$ (Рис.6).

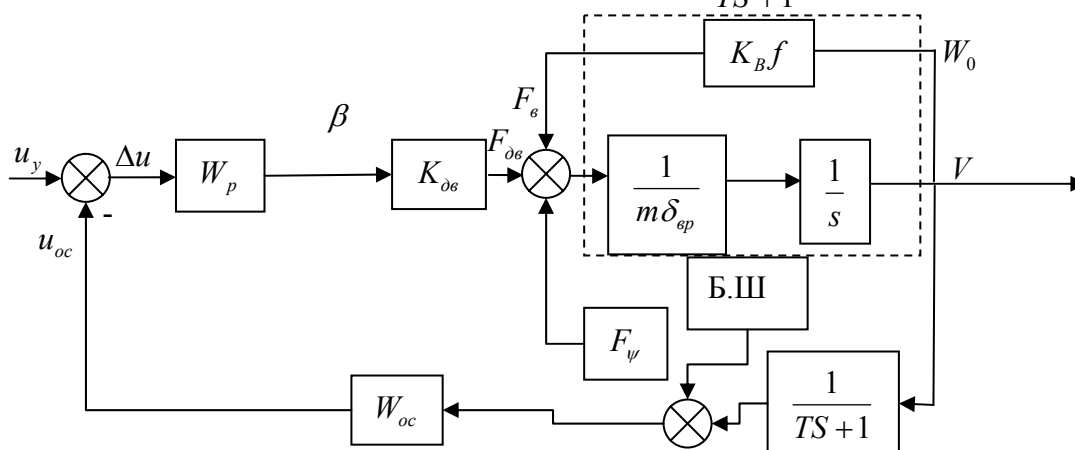


Рис. 6. Блок-схема системы с учетом шума и инерционности

На рис. 7 показана реакция системы на ступенчатое воздействие с учетом белого шума и инерционности одометра, из которой следует значительное влияние инерционности датчика.

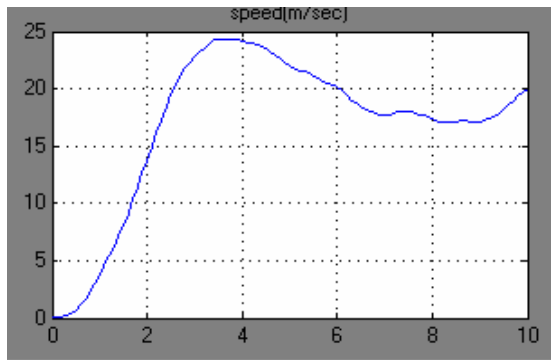


Рис. 7. Реакция системы с учетом белого шума и инерционности одометра

Выводы. С помощью полученной оптимальной системы управления скорость автомобиля будет контролироваться для выполнения поворота в случае находящегося на дороге объекта. До начала уменьшения скорости автомобиль движется с оптимальной скоростью, которая приводит к минимальному расходу топлива.

Инерционность исполнительных и измерительных блоков приводят к искажению полученных оптимальных свойств. Поэтому необходима идентификация динамических моделей этих блоков и их учет при синтезе. Помехи измерителей типа «белого шума» не сильно искажают оптимальную картину на рассмотренных сравнительно небольших интервалах времени движения.

Список литературы

1. *E. Ollivier, M. Parent*, “ Odometric navigation with matching of landscape features”, ICARCV, Singapore – Dec. 2002.
2. *T. Tsuji, H. Hattori, M. Watanabe, N. Nagaoka*, “Development of night-vision system”, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, vol.3, September 2002. – p. 203- 209.
3. *S. Kato, S. Tsugawa, K. Tokuda*, “Vehicle control algorithms for cooperative driving with automated vehicle and intervehicle communications”, IEEE transactions on intelligent transportation system, vol.3, September 2002. – P.155-161.
4. *Марьям Кавешгар*. Застосування скануючої лазерної системи для керування автомобілем. Наукові вісті.-2004 - №6(36).- С. 79-82.
5. *Кузовков Н.Т.* Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет). Учеб. пособие для вузов. М., «Высш. школа», 1976.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЕТА

В.В. Бурнашев

Национальный Технический Университет Украины «Киевский
политехнический институт», Киев, Украина

Введение

В последнее время рынок беспилотных летательных аппаратов стремительно развивается [1–3]. Это обусловлено более низкой стоимостью эксплуатации БЛА по сравнению с пилотируемой техникой, выполняющей аналогичные задания, а также отсутствием риска для жизни человека при использовании БЛА. Одним из путей улучшения соотношения показателей эффективности использования и стоимости БЛА является усовершенствование их систем управления [4].

Постановка задачи

Будем рассматривать методику синтеза законов программного движения самолета, а также законов стабилизации на программных траекториях при действии случайных возмущений в условиях неполных измерений переменных состояния.

Траектории движения беспилотного самолета

Для всех типов беспилотных летательных аппаратов одним из наиболее сложных этапов полёта является посадка. От способа организации посадки и качества его реализации зависит эффективность использования БПЛА.

В настоящее время используются следующие способы беспилотной посадки современных ЛА: на подготовленную площадку с использованием аэродромных радиотехнических средств; на подготовленную площадку со специализированными устройствами механического захвата; на неподготовленную площадку под парашютом; на неподготовленную площадку с использованием бортового комплекса измерительно-информационной аппаратуры. Основным недостатком беспилотной посадки ЛА на основе использования аэродромных радиотехнических средств является сложность подготовки необходимой инфраструктуры аэродрома. Посадка под парашютом или с помощью устройств механического захвата увеличивает время предстартовой подготовки к последующему вылету, а также резко сокращает ресурс повторного использования ЛА, вследствие переносимых ударных нагрузок.

Автоматическая посадка беспилотного самолета на шасси на неподготовленные площадки, несмотря на необходимость наличия сложной бортовой информационной аппаратуры, является наиболее перспективным

способом. Его реализация предполагает разработку законов траекторного движения, а также законов стабилизации, способных вместе с имеющейся информационной системой обеспечить заданные параметры полета с допустимой точностью. Разработка таких законов является одной из основных задач проведенных исследований.

В результате выполненной работы в этом направлении предложен подход к решению задачи задания программного движения при автоматическом выравнивании самолета. Он позволяет получить закон изменения высоты или другой координаты состояния, обеспечивающий желаемые значения параметров полета в точке касания при выполнении ограничений на воздушном участке траектории.

Обозначенная задача решена следующим образом.

Траектория выравнивания искалась из следующей системы уравнений и неравенств, составленных согласно требованиям к движению самолета на этапе приземления, а именно: 1) в момент касания должны принимать заданные значения вертикальная скорость, угол тангажа, путевая скорость, место точки касания на полосе; 2) угол атаки, скорость, углы отклонения органов управления при движении по выбранной линии должны находиться в допустимых пределах; 3) траектория должна быть гладкой, монотонной, плавно сопряженной с глиссадой.

$$h(0) = h_0, \frac{dh}{ds}(0) = \theta_0, h(s_k) = 0, \Delta\theta(s_k) = \Delta\theta_k, \Delta\vartheta(s_k) = \Delta\vartheta_k, \Delta w(s_k) = \Delta w_k; \quad (1)$$

$$h(s) > 0, h'(s) < 0, \Delta\alpha(s) < \Delta\alpha_d, \Delta\delta_{\min} < \Delta\delta_B(s) < \Delta\delta_{\max} \quad (2)$$

Здесь s_k – точка касания полосы; h_0 – безразмерная высота начала приземления; Δw_k , $\Delta\vartheta_k$, $\Delta\theta_k$ – соответственно значения отклонений безразмерной скорости, углов тангажа и наклона траектории от их программных значений при планировании в точке касания; $\Delta\alpha_d$ – предельно допустимое значение отклонения угла атаки от угла атаки при планировании по глиссаде; $\Delta\delta_{\min}$, $\Delta\delta_{\max}$ – предельно возможные отклонения руля высоты от номинального значения при планировании.

Для нахождения зависимостей левых частей уравнений и неравенств от искомого выражения программы изменения высоты $h_3(p)$ операторным методом решались линеаризованные уравнения продольного движения самолета

$$\begin{cases} \frac{d\Delta w}{ds} + C_x \Delta w + C_x^\alpha \Delta\alpha + C_y \Delta\theta = 0, \\ \frac{d\Delta\theta}{ds} + \frac{C_x'}{2} \Delta\theta - \frac{C_y^\alpha}{2} \Delta\alpha - \frac{C_y}{2} \Delta w = 0, \\ \frac{d^2 \Delta\vartheta}{ds^2} + \nu \frac{d\Delta\vartheta}{ds} + \lambda \frac{d\Delta\alpha}{ds} + \chi \Delta\alpha = \eta \Delta\delta_B, \\ \frac{dh}{ds} = \theta_0 + \Delta\theta, \quad \Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь $\Delta\alpha, \Delta\vartheta, \Delta\theta$ – соответственно отклонения углов атаки, тангажа, наклона траектории от их программных значений при планировании по глассе $\alpha_0, \vartheta_0, \theta_0$; $\Delta w = w - 1$ – отклонение квадрата безразмерной скорости $w = (V/V_0)^2$ от программного значения при планировании; V – скорость центра масс самолета; V_0 – скорость центра масс самолета при планировании; $h = H/(V_0\tau_s)$ – безразмерная высота самолета; $\tau_s = m/(\rho F V_0)$; m – масса самолета; F – площадь крыла; ρ – плотность воздуха; $s = l/(V_0\tau_s)$ – безразмерная длина дуги траектории; l – длина дуги траектории; $\Delta\delta_B$ – отклонение руля высоты от его положения при планировании по глассе; $C_x, C_y, C_x^\alpha, C_y^\alpha, C_x', \lambda, \nu, \eta, \chi$ – аэродинамические коэффициенты самолета при планировании.

Решение системы (3) имеет вид

$$\begin{aligned}\Delta\delta_B(p) &= \frac{a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}{b_1 p + b_0} \left(p h_3(p) - h_0 - \frac{\theta_0}{p} \right); \\ \Delta\theta(p) &= p h_3(p) - h_0 - \frac{\theta_0}{p}; \\ \Delta\vartheta(p) &= \frac{d_2 p^2 + d_1 p + d_0}{b_1 p + b_0} \left(p h_3(p) - h_0 - \frac{\theta_0}{p} \right); \\ \Delta w(p) &= \frac{g_1 p + g_0}{b_1 p + b_0} \left(p h_3(p) - h_0 - \frac{\theta_0}{p} \right).\end{aligned}\tag{4}$$

Анализ полученных изображений параметров движения позволил сделать выводы о множестве способов выбора формы искомого закона.

Траекторию $h_3(s)$ целесообразно искать в виде линейной комбинации неких известных функций переменной s . При этом в качестве варьируемых, т.е. искомых величин следует выбрать коэффициенты линейной комбинации. Их количество должно быть хотя бы на 1 больше числа параметров, которые необходимо обеспечить желаемыми значениями в точке касания и начальной точке. В этом случае уравнения (2) будут линейными относительно искомых параметров.

Для того чтобы существовали оригиналы, то есть, чтобы закон был реализуемым, $h_3(s)$ должна содержать слагаемое $h_0 + \theta_0 s$. h_0, θ_0 – высота и наклон траектории при планировании. Остальные слагаемые следует выбрать так, чтобы разность степеней знаменателя и числителя изображения каждого из них была не меньше пяти. При этом желательно, чтобы первое и второе условие (1) выполнялись тождественно, так как это сокращает число искомых параметров.

Таким образом, траекторию выравнивания самолета целесообразно искать в одной из следующих форм:

$$\begin{aligned}
h_{31}(s) &= h_0 + \theta_0 s + A_4 s^4 + A_5 s^5 + \dots + A_n s^n; \\
h_{32}(s) &= h_0 + \theta_0 s + A_1 s^4 e^{-s} + A_2 s^4 e^{-2s} + A_3 s^4 e^{-3s} + \dots + A_n s^4 e^{-ns}; \\
h_{33}(s) &= h_0 + \theta_0 s + A_1 s^4 e^{-s} + A_2 s^4 e^{-2s} + A_3 s^4 e^{-3s} + A_4 s^4 + A_5 s^5 + \dots + A_n s^4 e^{-ns} + A_m s^m.
\end{aligned}$$

(5)

После подстановки изображения искомой траектории (5) в выражения для изображений параметров движения (4) и затем – их оригиналов в исходные уравнения (1), получается система линейных уравнений относительно искомых параметров A_i , количество которых на 1 больше количества уравнений. Решив ее относительно любых неизвестных, и подставив их значения в неравенства (2), можно выбрать оставшийся параметр. В результате стали известными и остальные параметры, и закон в целом.

Численный расчет траекторий по предложенному алгоритму для разных самолетов показал действенность предложенного подхода.

Задавать программу изменения высоты согласно формул (5) целесообразно, если имеется возможность достаточно точно контролировать величину s . В противном случае закон можно задавать как функцию времени. Тогда необходимо рассчитать приблизительное время касания ВПП. При этом правила нахождения закона остаются прежними.

Другой важной задачей является определение способа организации полета по заданному маршруту. Этот режим полета реализован по нежестким траекториям. То есть через определенные промежутки времени строится новая траектория на цель. При этом задаются программные курс, боковое отклонение и крен.

Законы стабилизации программного движения

Задача синтеза законов стабилизации на заданных траекториях сначала решалась параллельно методом корневого годографа и методом аналитического конструирования. Однако практика их применения показала значительно большую эффективность (лучшую сходимость) метода аналитического конструирования, и он был выбран как основной.

Процедура получения оптимального управления основывается на следующей теореме (формализм Красовского) [5].

Для линейного объекта

$$\dot{X} = AX + BU + WF$$

оптимальными в смысле минимума функционала

$$I = \frac{1}{2} X^T(t_2) \Gamma X(t_2) + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} X^T Q X dt + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} U^T R U dt + \frac{1}{2} \int_{t_1}^{t_2} X^T L B R^{-1} B^T L X dt \quad (6)$$

являются управления $U = -R^{-1} B^T L X$, где L – решение уравнения

$$\dot{L} - LA - A^T L = -Q \text{ при условии } L(t_2) = \Gamma. \quad (7)$$

Здесь X, U, F – соответственно вектор состояния, вектор управлений и вектор возмущений; A, B, W – матрицы коэффициентов модели объекта; Q, Γ, R – квадратные матрицы коэффициентов, которые задаются, исходя из требований к качеству переходных процессов, к точности приведения системы в требуемое состояние в момент времени t_2 и к величине управлений.

Следует отметить, что процесс нахождения оптимальных решений является итерационным. Это обусловлено полуопределенностью функционала, а именно – отсутствием однозначных правил выбора элементов матриц Q, Γ, R . Поэтому при усовершенствовании метода следует обращать внимание, в том числе, на его сходимость.

Управление, получаемое методом аналитического конструирования, является функцией всех переменных состояния обобщенного объекта. То есть набор переменных, входящих в закон управления, определяется до выполнения процедуры синтеза и не является оптимальным. Поэтому важной задачей является определение структуры законов.

В простейшем случае законы управления полетом содержат только те переменные состояния, производные которых находятся в левых частях записанных в форме Коши линеаризованных дифференциальных уравнений пространственного движения самолета.

Прежде всего, при формировании структуры обобщенного объекта управления, в дополнение к динамике планера, следует учесть динамику исполнительных устройств. Достаточно точно электрогидравлический рулевой агрегат, позволяет описать линеаризованная модель представляющая собой последовательно соединенные усилительное, апериодическое, колебательное и интегрирующее звенья [6].

Однако в процессе исследований было определено, что в целях синтеза законов управления при малых инерционных нагрузках в качестве простейшей модели безбустерного сервопривода может использоваться дифференциальное уравнение второго порядка:

$$\Delta \ddot{\delta} = -\frac{1}{T_{PA}} \Delta \dot{\delta} + \frac{K_{PA}}{T_{PA}} \Delta u_P,$$

где $\Delta \delta$ – перемещение органа управления; Δu_P – отклонение управляющего напряжения; K_{PA}, T_{PA} – коэффициент усиления рулевого агрегата и постоянная времени нарастания скорости перемещения.

При этом вектор состояния расширяется на два компонента: угол отклонения руля и его производную. Больше упрощать модель сервопривода при аналитическом конструировании (до апериодического звена) нецелесообразно ввиду того, что в функционале не будут отражены ограничения на скорость движения рулей. При этом может потребоваться больше итераций.

Указанных компонент вектора состояния может быть недостаточно для формирования регулятора, способного обеспечить требуемое качество управления. Помимо них для улучшения статических и динамических

характеристик системы могут быть включены обратные связи, содержащие интегрирующие, дифференцирующие, изодромные звенья. При этом вектор состояния будет расширен на соответствующие компоненты.

Определение окончательной структуры законов управления может осуществляться путем выбора переменных из расширенного вектора состояния с помощью процедуры оптимального синтеза (6),(7). Однако, в данном случае, выполнение этой процедуры проблематично по причине высокого порядка расширенного объекта управления. Поэтому разработана методика определения структуры законов управления перед процедурой оптимизации (6),(7), основанная на минимизации ошибок системы.

Структура и параметры законов управления рассчитаны для различных моделей самолетов, в том числе для легкого БПЛА. Для полученных законов управления исследуемыми объектами выполнялся синтез линейного оптимального фильтра Калмана.

В результате проведенных исследований предполагалось получить законы управления, способные вместе с оптимальным наблюдающим устройством обеспечить приемлемое качество САУ легкого БПЛА, использующего дешевую малогабаритную информационную систему.

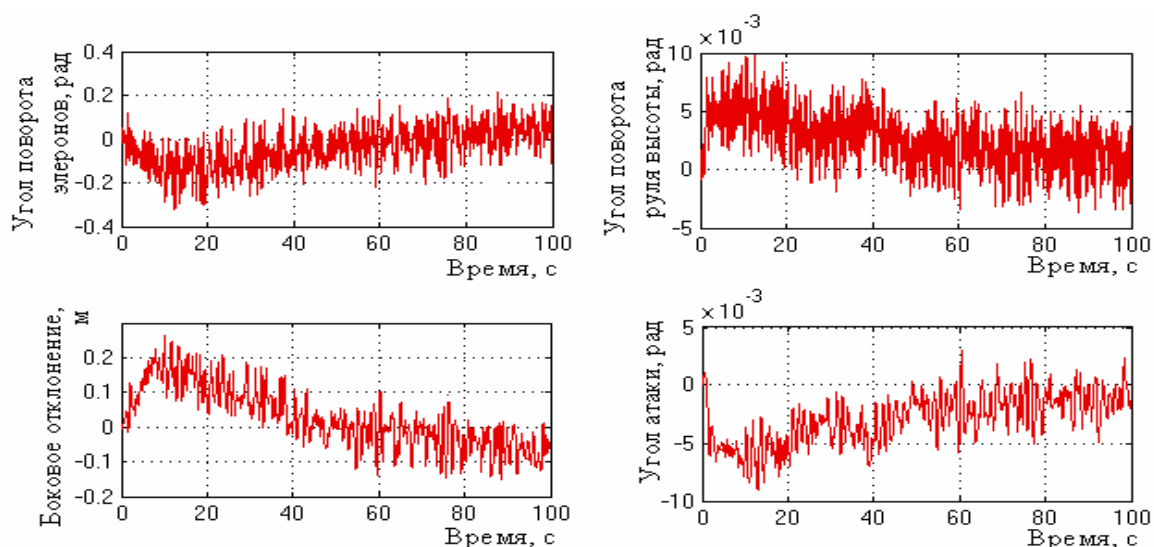


Рис. 1. Движение лёгкого БПЛА с полученным регулятором в условиях неспокойной атмосферы.

Выполнено математическое моделирование работы системы. При этом исследовался полет в турбулентной атмосфере при действии шумов информационной системы и силовых возмущений.

Результаты моделирования свидетельствуют об удовлетворительном качестве управления. Органы управления парируют действующие внешние возмущения, совершая при этом допустимые движения (углы отклонения не превышают 9° , угловые скорости не превышают $95^\circ/\text{с}$).

Выводы

Обоснована целесообразность разработки системы автоматического управления высокой точности маломаневренным беспилотным самолетом без автомата тяги.

Сравнительный анализ способов организации посадки беспилотных самолетов показал целесообразность разработки системы автоматического приземления на неподготовленные площадки на шасси.

Разработаны алгоритмы автоматического самолетовождения. Предложенный при этом подход к решению задачи задания программного движения при автоматическом выравнивании самолета позволяет получить закон изменения высоты или другой координаты состояния, обеспечивающий желаемые значения параметров полета в точке касания при выполнении ограничений на протяжении данного этапа посадки.

Усовершенствована методика АКОР. При этом установлено, что определять достаточную структуру законов стабилизации следует перед процедурой оптимального синтеза, исходя из анализа влияния отдельных компонентов на ошибки системы при действии предполагаемых возмущений. В процессе исследований выяснилось, что введение в функционал качества угловых скоростей поворота аэродинамических органов повышает эффективность метода синтеза. Для этого порядок дифференциальных уравнений, используемых в качестве модели сервопривода, должен быть не меньше двух.

Результаты моделирования работы системы управления беспилотным самолетом, синтезированной с использованием изложенных положений, свидетельствуют о её удовлетворительном качестве.

При разработке алгоритмов САУ принималось во внимание, прежде всего, качество управления при возможном аппаратурном обеспечении. В дальнейшем предполагается их оптимизация по экономическим и тактико-техническим критериям.

Список литературы

1. Павлушенко М.И., Евстафьев Г.М., Макаренко И.К.. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. – М.: «Права человека». – 2005 г. – 612 с.
2. J. Stankunas, D. Ziliene. Unmanned Air Vehicle Flights Within Airspace // Вісник НАУ. – 2003 р. - № 2. – с. 77–79.
3. Пресс-релиз форума «Беспилотные многоцелевые комплексы в интересах ТЭК» //Авиакосмическое приборостроение. – 2007 г. – № 3. – с. 55.
4. Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л.. Современные направления синтеза систем управления ЛА //Авиакосмическое приборостроение. – 2004 г. – № 2. – с.126–136.
5. Красовский А.А. Системы автоматического управления полётом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 560 с.

6. *Нейман В.Г.* Гидроприводы авиационных систем управления. – М.: Машиностроение, – 1973. – 200 с.

УДК519.2

АЛГОРИТМ АВТОМАТИЧНОЇ ПОБУДОВИ ІЗОБАТ НА НАВІГАЦІЙНИХ ПЛАНШЕТАХ

С.В. Іванов, П. Б. Олійник

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”

м. Київ, Україна

Ю.Д. Марцинішин

Проектно-конструкторське бюро “Марінекс”,
м. Київ, Україна

ALGORITHM FOR AUTOMATIC ISOBATES DETECTION ON NAVIGATION PLAN-TABLES

Sergei V. Ivanov, Pavel B. Oliynik

National technical university of Ukraine “Kyiv polytechnic institute”

Kyiv, Ukraine

Yurij D. Marcinishin

LTD “MARINEX”,

Kyiv, Ukraine

Для забезпечення безпеки судноплавства важливим є використання карт, що найбільш повно відображають навігаційну обстановку. Такі карти створюють на основі навігаційних планшетів; одним з важливих завдань при побудові таких планшетів є побудова ліній рівної глибини (ізобат).

Задача побудови ліній рівня є добре дослідженою [1-8 та ін.], однак відомі алгоритми, як правило, непридатні для безпосереднього використання для побудови ізобат, оскільки не враховують фізичних обмежень, які накладено на ізобати (зокрема, лінії ізобат повинні бути плавними), а також особливості положення точок обсервації (точки обсервацій, як правило, не розміщені в вузлах регулярної чи нерегулярної сітки, що є вимгою практично всіх алгоритмів побудови ліній рівня). Нижче подано алгоритм, що враховує ці особливості вихідних даних і дозволяє виконувати побудову ізобат в автоматичному режимі.

Попередня підготовка даних. Для забезпечення нормальної роботи алгоритму побудови ліній рівня перш за все дані галсів приводяться до вузлів прямокутної сітки шляхом інтерполяції даних. Розміри сітки визначаються розмірами планшета.

В найпростішому випадку сітка вибирається рівномірною, а крок її вказує користувач, виходячи з необхідного в тому чи іншому випадку ступеню деталізації. В результаті утворюється сітка розміру $N \times M$ з кроком на папері d .

Після визначення параметрів сітки проводиться визначення глибини в її вузлах. Спочатку проводиться пошук точок перетину галсів з ребрами сітки по рядках і шляхом лінійної інтерполяції визначаються значення глибин у вершинах $Ah_{i,j}$. Потім аналогічна процедура проводиться по стовпцям сітки і визначаються значення глибин у вершинах $Av_{i,j}$. Остаточна глибина визначається з формули

$$A_{i,j} = \min(Ah_{i,j}, Av_{i,j}), \quad i = \overline{1, N}, j = \overline{1, M}$$

Застосування цієї формули дозволяє значно зменшити ризик переоцінки глибини внаслідок процедур інтерполяції (така переоцінка може призвести до катастрофи).

У вершинах сітки, що лежать поза областю, де проводились вимірювання, прописується значення глибини “-1”. В підпрограму побудови ліній рівня передається, таким чином, сітка $N \times M$, у вершинах якої прописані відомі глибини, або “-1”, якщо глибина в точці не визначена.

Основним недоліком такої подачі вихідних даних є неефективне використання пам'яті ЕОМ, оскільки в областях з малою густиною точок обсервації сітка буде надміру густою. Для більш раціонального використання пам'яті потрібно формувати нерівномірну сітку, крок якої формуватиметься густиною розташування точок вимірювання.

Для вирішення цієї задачі можливе застосування різних підходів адаптивної тріангуляції, однак найбільш перспективним видається застосування вейвлет-перетворення. Для побудови адаптивної нерівномірної трикутної сітки на тривимірному об'єкті Переберін [9] застосував багатомасштабний вейвлет-аналіз. Суть методики полягає в застосуванні до сітки даних висоти (або глибини) профілю багатомасштабного вейвлет-перетворення, фільтрації отриманих даних і виключення вершин сітки, яким відповідають дерева з нульовими коефіцієнтами вейвлет-перетворення. Порівняно з іншими методами адаптивної тріангуляції, даний метод не потребує використання складних критеріїв виключення вершин, виключає необхідність повторної локальної тріангуляції і т.д.

За аналогією з описаною методикою можливе створення методики адаптивного вибору кроку прямокутної сітки, шляхом відкидання вершин, яким відповідають значення коефіцієнтів, менші порогових. Отримана нерівномірна сітка передається на подальшу обробку.

Визначення опорних точок ліній рівня. Наступним етапом побудови ізобат є визначення опорних точок ліній рівня. Опорні точки, згідно з фізичним змістом ліній рівня, визначаються як лінії перетину поверхні дна, описаної сіткою, і площини $z = h_i$, де $h_i, i = \overline{1, n}$ - рівні глибин, для яких слід побудувати ізобати.

Перш за все, було проведено аналіз існуючих алгоритмів і визначено, який алгоритм взяти за основу для подальшої розробки. За основу було

прийнято алгоритм Т. Пулліама з програми NeXTcontour1.4 [10]. Даний алгоритм дозволяє будувати лінії рівня по даним глибини, заданим на прямокутній регулярній чи нерегулярній сітці. Серед його переваг – можливість обробки великих матриць даних (за рахунок розбиття на підматриці), що особливо важливо при складанні планшетів в силу їх значних геометричних розмірів. Вихідними даними алгоритму є масиви опорних точок ліній рівня.

Для забезпечення побудови ізобат алгоритм було модифіковано. Як вказано вище, в підпрограму побудови ліній рівня передається сітка $N \times M$, у вершинах якої прописані глибини, або “-1”, якщо глибина в точці не визначена. Алгоритм при аналізі таких даних ігнорує вершини з від’ємною глибиною, а також “відсікає” сегменти ізоліній, що проходять за межами області, в якій задані дані. В результаті такої модифікації алгоритм дає змогу обробляти області довільної форми.

Результати випробування модифікованого алгоритму представлено на рис. 1 і 2. На рис. 1 показано тестовий приклад з роботи [11]; побудоване за допомогою алгоритму зображення повністю співпадає з заданим в [11]. На рис. 2 показано роботу алгоритму на області, в якій не визначено значення глибин у трикутній підобласті. Дані приклади доводять працездатність алгоритму та можливість його використання при побудові ізобат.

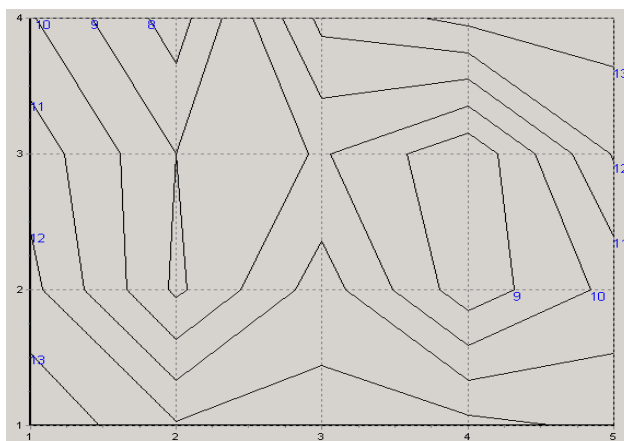


Рис. 1. Лінії рівня на регулярній сітці.

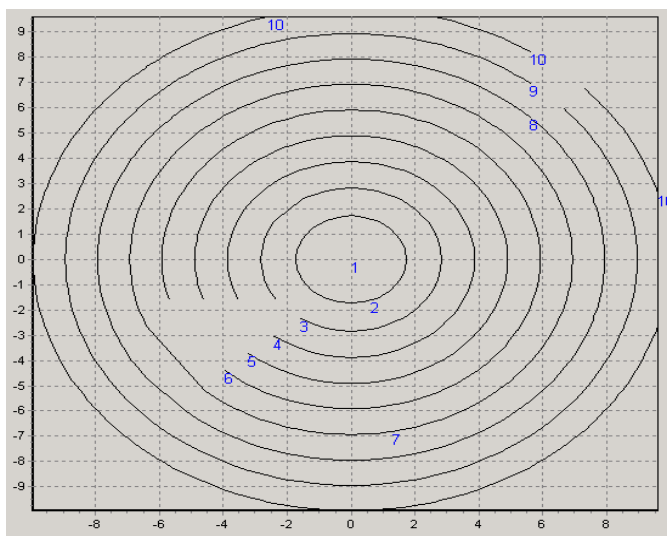


Рис. 2. Лінії рівня на області в формі кола з трикутною «вирізаною» підобластю.

Побудова ізобат по опорним точкам. Після отримання опорних ліній рівня останнім етапом є побудова самих ліній рівня. При побудові ліній рівня вручну використовували лекала, щоб забезпечити плавне з'єднання точок.

При з'єднанні точок відрізками прямої плавні лінії отримано не буде (див. рис. 1). Для вирішення цієї проблеми можливе використання інтерполяції.

Переберін [10] застосував В-сплайнове вейвлет-перетворення для багатомасштабного відображення ліній рівня. За його даними, застосування такої методики дозволяє згладити грубі фрагменти кривих. В [11] розглянуто інтерполяцію сплайнами Безьє, кубічним та дотичним параболічним сплайном. Однак, використання сплайн-інтерполяції має суттєвий недолік, який полягає в тому, що сплайн дає досить значні відхилення коливного характеру при інтерполяції “негладких” даних (рис. 3.).

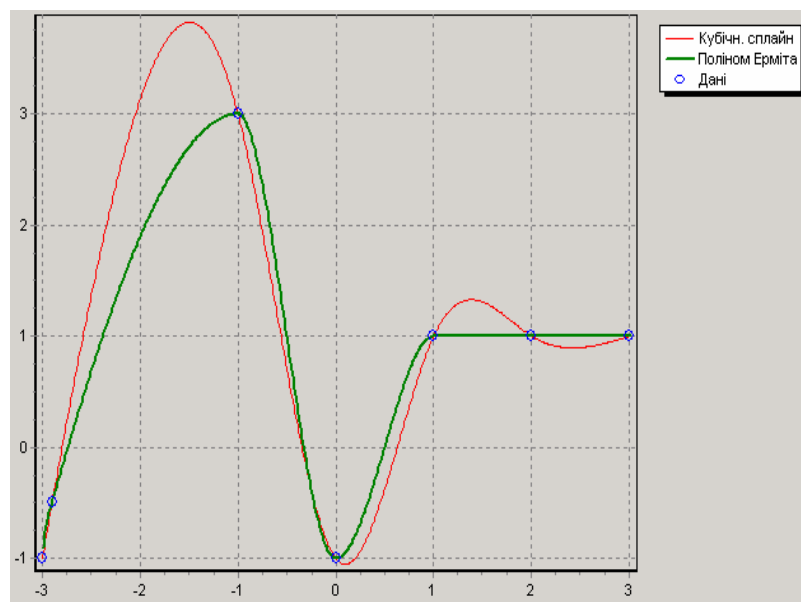


Рис. 3. Інтерполяція даних кубічним сплайном і поліномами Ерміта
Оскільки

коливна поведінка не є характерною для ізобат, для забезпечення побудови більш точних і реалістичних ліній було застосовано шматкову інтерполяцію кубічними ермітовими многочленами. Параметри Ермітових многочленів згідно [12,13] визначаються з формул

$$P_i(x_i) = a_i, i = 1..n-1; P'_i(x_i) = a'_i, i = 1..n \quad (1)$$

де $P_i(x)$ - i -й інтерполяційний многочлен 3-го ступеню, що апроксимує функцію на інтервалі $[x_i; x_{i+1}]$, a_i - значення інтерпольованої величини в i -й точці, n - кількість точок, a'_i - оцінка похідної інтерпольованої величини в i -й точці.

Після розв'язання системи рівнянь (1), лінійної відносно коефіцієнтів многочленів $P_i(x)$, інтерполяція проводиться всередині відповідних інтервалів.

Таку інтерполяцію в алгоритмі проведено окремо по координаті x , окремо по координаті y , після чого результуючу криву виведено на екран.

Всі описані вище процедури було реалізовано в програмі обробки даних, вимірних ехолотом Echo1 [14, 15] . Фрагмент планшету з побудованими ізобатами наведено на рис. 4.

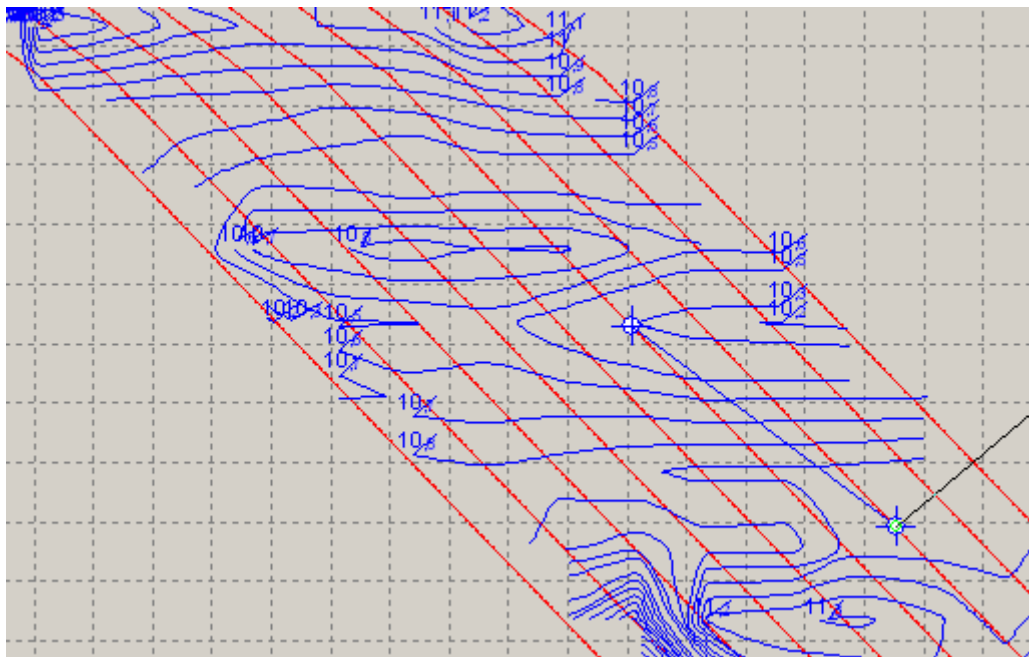


Рис. 4. Планшет з побудованими ізобатами (фрагмент)

Таким чином, представлений алгоритм дозволяє вирішити всі згадані на початку роботи проблеми та забезпечити побудову ізобат в автоматичному режимі.

Темою подальших досліджень стане подальше вивчення застосування вейвлетів для побудови адаптивних сіток та підвищення ефективності роботи алгоритму.

Список використаної літератури:

1. *Bruss, A. R.* Extracting Topographic Features From Elevation Data Using Contour Lines , Working Paper 146, Artificial Intelligence Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA 02139, May 1977
2. *Cottafava, G. , Le Moli, G.* Automatic Contour Plotting // Comm. ACM, 1969, vol. 12, № 7 - pp. 386-391.
3. *Karney, C. F. F.* MC: SHARE; PLOT2 USAGE (on-line documentation), Laboratory for Computer Science, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA 02139, 1977.
4. *Wright, T.* CONREC (subroutine), NCAR Graphics Software, National Center for Atmospheric Research, Boulder, CO 80302, 1975.

5. *Yates, J. H.* Gaussian 74 (computer program), Department of Chemistry and Chemical Engineering, Stevens Institute of Technology, Hoboken, NJ 07030, 1978.

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ КОРІОЛІСОВОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА З ВДОСКОНАЛЕНОЮ СХЕМОЮ КЕРУВАННЯ ХВИЛЕЮ

Мелащенко О.М., Рижков Л.М.
Національний Технічний Університет України
“Київський Політехнічний Інститут”
м. Київ, Україна

THE ANALYSIS OF CORIOLIS VIBRATING GYRO ACCURACY WITH AN IMPROVED CONTROL SCHEME OF A WAVE

O. Melaschenko, L. Ryzkov
National Technical University of Ukraine
“Kyiv polytechnic institute”
Kyiv, Ukraine

Вступ

Існують два шляхи підвищення точності роботи коріолісового вібраційного гіроскопу (КВГ) – це а) вдосконалення його чутливого елементу через ретельне балансування з метою зменшення різночастотності та різнодобротності і б) вдосконалення алгоритму керування хвилевою картиною з метою алгоритмічної компенсації дефектів виробництва та дрейфів, породжених факторами зовнішнього середовища, як то температурний дрейф.

Однією з найвідоміших схем керування хвилею КВГ є схема, описана в [1], де реалізовано алгоритм силового врівноважування хвилі. Збудження і підтримування резонансних коливань тут здійснюється на основі контуру фазового автопідстроювання частоти (ФАПЧ), в якому сигналом похибки є різниця фаз між сигналами збудження і пучностей КВГ. Також контур ФАПЧ є джерелом опорної фази в системі керуванні, яка потрібна для виділення інформації про коріолісову та квадратурну складові сигналу вузлів гіроскопу.

Як показали дослідження, недоліком схеми керування КВГ з контуром ФАПЧ є чутливість цього контуру до нелінійностей, зокрема до нелінійної жорсткості, яка може бути описана моделлю Дуффінга. Іншою обставиною, яка змушує вдосконалювати схему, описану в [1], є використаний тут підхід для виділення інформації про коріолісову та квадратурну складові сигналу вузлів, який полягає у мультиплікативній демодуляції. Недоліком такого підходу є потреба значних обчислювальних ресурсів для реалізації низькочастотних фільтрів, а також наявність перемножування сигналів з амплітудами, які різняться на порядки, що може призводити до зростання шумів.

В даній роботі пропонується вдосконалена схема керування хвилею КВГ, основою якої є алгоритм меандроподібного збудження резонансних коливань чутливого елемента КВГ і рекурсивний алгоритм методу найменших квадратів демодуляції сигналу вузлів [3]. Наводяться результати експериментальної верифікації запропонованого алгоритму.

Постановка задачі

В якості математичної моделі руху хвилі КВГ візьмемо модель, запропоновану в [1]:

$$\frac{1}{t_1} \frac{dx}{dt} + \frac{1}{t_2} \frac{dy}{dt} - \frac{1}{t_1} \frac{dy}{dt} - \frac{1}{t_2} \frac{dx}{dt} \left(x \cos 2q_t + y \sin 2q_t \right) + \frac{w_1^2 + w_2^2}{2} x - \frac{w_1^2 - w_2^2}{2} (x \cos 2q_w + y \sin 2q_w) = g_x,$$

$$\frac{1}{t_1} \frac{dy}{dt} + \frac{1}{t_2} \frac{dx}{dt} - \frac{1}{t_1} \frac{dx}{dt} - \frac{1}{t_2} \frac{dy}{dt} \left(-x \sin 2q_t + y \cos 2q_t \right) + \frac{w_1^2 + w_2^2}{2} y + \frac{w_1^2 - w_2^2}{2} (-x \sin 2q_w + y \cos 2q_w) = g_y - 2Wx$$

де x та y – переміщення відповідно у вузлах та пучностях резонатора; g_x, g_y – сили, які прикладаються п'єзоприводами по осям пучностей та вузлів чутливого елемента відповідно; t_1, t_2 – сталі часу головних осей добротності; w_1, w_2 – власні частоти головних осей частоти; q_t, q_w – параметри, якими визначаються дефекти виготовлення резонатора КВГ.

Для отримання інформації про величину кутової швидкості W , що вимірюється, в [1] запропоновано схему керування, зображену на рис.1.

Умовою налаштування чутливого елемента КВГ на резонанс в схемі на рис.1 є рівність нулю величини $j(t)$. Виконання умови $j(t) \in 0$ означає, що фазовий зсув між сигналом збудження та сигналом пучностей дорівнює 90° . Тобто при $j(t) \in 0$ сигнали збудження та пучностей є ортогональними.

За наявності нелінійної динаміки чутливого елемента умову ортогональності сигналів збудження та пучностей вже не можна вважати за цілком достовірний критерій налаштування резонатора КВГ на резонанс. Тому виникає необхідність побудови таких контурів налаштування на резонанс чутливого елемента КВГ, які б не були прив'язані до будь-яких фазових співвідношень між сигналами.

Вдосконалена схема керування хвилею КВГ

З метою покращення налаштування чутливого елемента КВГ на резонанс другої моди пружних коливань і з метою покращення виділення коріолісової і квадратурної складових сигналу вузлів розглянемо (рис.2) схему керування хвилевою картиною КВГ з меандроподібним збудженням і рекурсивним алгоритмом найменших квадратів демодуляції сигналу вузлів. Обґрунтованість застосування прямокутної хвилі для збудження резонансних коливань наведено в [2].

Демодуляцію сигналу пучностей на основі рекурсивного алгоритму найменших квадратів детально розглянуто в [3], тому далі наводяться лише

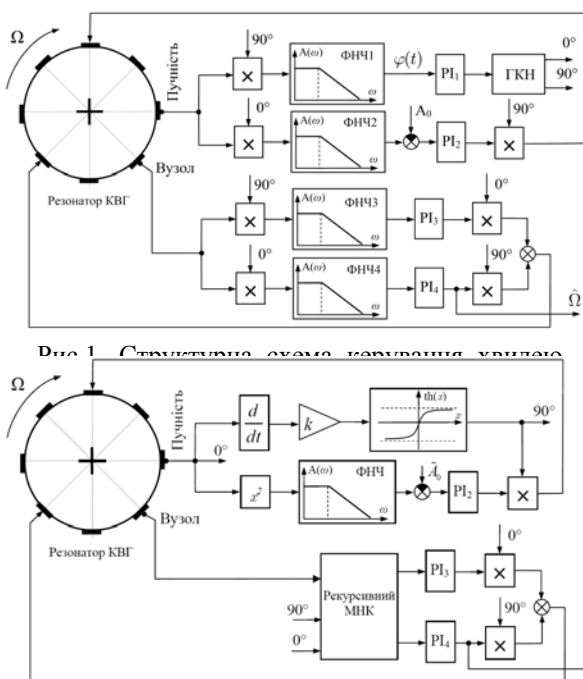


Рис.2. Структурна схема керування хвилевою картиною КВГ в режимі силового врівноважування

рівняння, якими описуватиметься контур підтримування резонансних коливань у резонаторі КВГ:

$$\ddot{x} + \frac{w_1}{Q_1} \dot{x} + w_1^2 x = K u_{Amp} u_{car},$$

$$u_{car} = \text{th}(k x),$$

$$u_{Amp} = \frac{K_P^2}{s} + \frac{K_I^2}{s^2} e, e = LPF \{x^2\} - A_0^2,$$

де Q_1 , K – відповідно добротність і коефіцієнт передачі резонатора по осі x . Позначення $LPF \{x\}$ означає обробку сигналу низькочастотним фільтром.

Коефіцієнтом A_0 в схемі на рис.2 визначатиметься амплітуда сигналу пучності чутливого елемента КВГ, а коефіцієнтом k на цій схемі визначатиметься міра наближеності форми сигналу збудження до меандру. При $k \rightarrow \infty$ резонатор КВГ збуджуватиметься прямокутною хвилею.

Результати напівнатурного експерименту

Для постановки експерименту використано плати збору інформації та програмне забезпечення фірми Measurement Computing [4].

Експериментальні дослідження виконано на резонаторі з такими параметрами: $f_l = 1551$ [Гц], $Q_1 = 9237$.

В якості низькочастотного фільтра на рис.2 взято фільтр Баттерворта 4-го порядку із частотою зрізу 150 [Гц].

ПІ-регулятор амплітудного контуру в схемі на рис.2 налаштовано з умови закінчення перехідного процесу менше ніж за одну секунду. Стабілізація амплітуди пучності вибрана на рівні 1,74 В.

Для дослідження фазових співвідношень між сигналами в обох схемах використано вимірювач фази з точністю вимірювання не гірше $0,05^\circ$.

Для знаходження похідної сигналу пучності в схемі з нелінійним збудженням застосовано алгоритм числового диференціювання вигляду – $G(z) = (z-1)/z$. При цьому період дискретизації всього алгоритму становив 20 мкс.

Для дослідження впливу коефіцієнту k амплітудного контуру КВГ на його характеристики на рис.3 побудовано сімейство періодограмних оцінок сигналу фазового зсуву між сигналами збудження і пучностей для різних значень цього коефіцієнту.

Як видно з рис.3, при збільшенні коефіцієнту k , тобто при наближенні

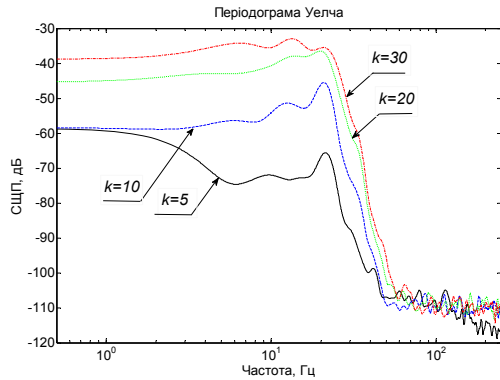


Рис.3. Сімейство періодограмних оцінок сигналу фазового зсуву

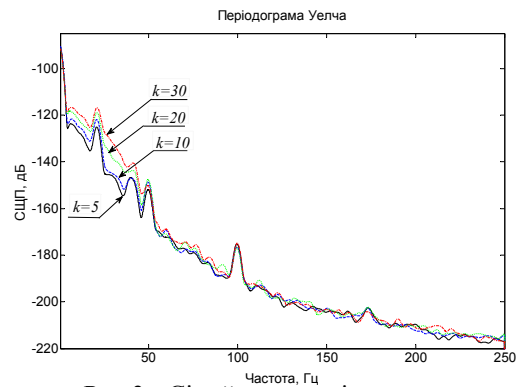


Рис.3. Сімейство періодограмних оцінок сигналу фазового зсуву

форми сигналу збудження до прямокутної, зростає шум фазового зсуву між цим сигналом і сигналом пучностей КВГ.

На рис.4 побудовано сімейство періодограмних оцінок вихідного сигналу КВГ за різних значень коефіцієнту k .

З рис.4 випливає однозначний висновок – при збільшенні коефіцієнту k загальний рівень шуму КВГ зростає.

Висновки

Збудження резонатора КВГ прямокутною хвилею викликає значний шум фазового зсуву між сигналами збудження та пучностей.

Запропонована в доповіді схема побудови контуру керування хвилею КВГ дозволяє суттєво спростити числові затрати на її реалізацію і суттєво зменшити рівень шуму зсуву фаз між сигналами збудження і пучностей, що в підсумку призводить до зменшення шуму вихідного сигналу КВГ.

Бібліографічний список

1. D.D. Lynch. Coriolis Vibrating Gyro // Symposium Gyro Technology, Stuttgart. – 1998, p.6-12.
2. Ефимов Д.В. Робастное и адаптивное управление нелинейными колебаниями. – М.: Машиностроение, 2004.– 247 с.
3. Мелащенко О.М. Оптимізація системи керування коріолісового вібраційного гіроскопа // Матеріали VII науково-технічної конференції з приладобудування, НТУУ КПІ Приладобудівний факультет 22-23 квітня, 2008.
4. www.mccdaq.com

ЗНИЖЕННЯ ВПЛИВУ НЕСТАБІЛЬНОСТІ ПАРАМЕТРІВ
ГІРОСКОПІЧНОГО ПРИСТРОЮ ДЛЯ АЗИМУТАЛЬНОГО ОРІЄНТУВАННЯ
НАПРЯМКІВ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ АЗИМУТУ

Юр'єв Ю.Ю., Машиністов Е.С., Ліхоткін О.М.
Казенне підприємство «Центральне конструкторське бюро «Арсенал»,
г. Київ, Україна

LOWERING OF EFFECT OF GYROSCOPIC COMPASS PARAMETER
INSTABILITY ON ACCURACY OF AZIMUTH DEFINITION

Yu. Yuryev, E. Mashinistov, O. Lihotkin
State enterprise "Central design bureau "Arsenal",
Kyiv, Ukraine

На шляху підвищення точності визначення азимуту за допомогою гіроскопічних пристроїв для азимутального орієнтування напрямків одним з проблемних напрямків є зменшення випадкової складової похибки, що спричинена нестабільністю параметрів пристрою. В сучасних гіроскопічних пристроях для азимутального орієнтування напрямків суттєвим джерелом випадкової похибки є нестабільність положення візирної вісі фотоелектричного автоколіматора (АК) та нестабільність положення нормалі до відлікового дзеркала чутливого елементу (ЧЕ) відносно вектора кінетичного моменту гіроскопа в горизонтальній площині.

Класичній схемі побудови гіроскопічних пристроїв азимутальної орієнтації притаманний ряд інструментальних моментних та геометричних похибок, які можуть носити як випадковий, так і систематичний характер. Моментні похибки виникають в результаті дії зовнішніх та внутрішніх шкідливих моментів, що впливають на положення власної осі обертання гіромотора в просторі. Геометричні похибки визначаються неточністю визначення цього положення та передачі цієї інформації споживачу.

Досвід приладобудування показує, що рішення необхідно шукати на шляху компенсації впливу шкідливих факторів на результат вимірювання. Під компенсацією маються на увазі наступні види конструкторських та методичних рішень:

а) зміна постійного впливу шкідливого фактора в знакозмінний вплив з подальшим усереднюванням; б) кількісна оцінка впливу шкідливого фактора і врахування її в якості коригуючої поправки до результатів; в) застосування конструктивних рішень, які є вільними від впливу шкідливого фактора.

З метою підвищення точності та зменшення часу визначення азимуту, зниження вартісної ваги робіт по початковій орієнтації напрямків в загальній вартості топогеодезичних робіт особлива увага надається вирішенню задачі мінімізації впливу нестабільності параметрів пристрою на точність визначення азимуту, не ускладнюючи конструкцію приладу.

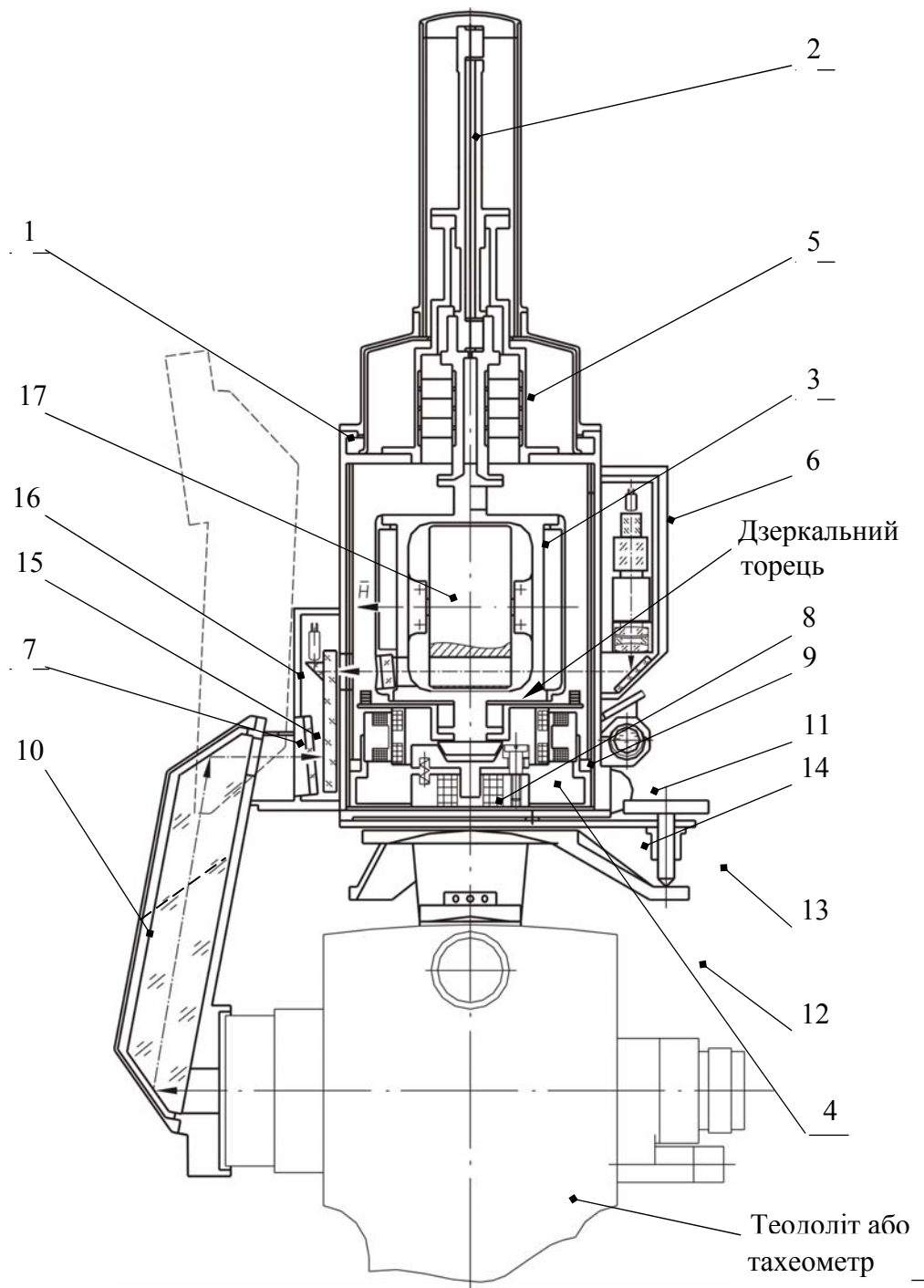
Похибки, що викликані нестабільністю просторового положення нормалі до відлікового дзеркала ЧЕ та візирної вісі АК носять суто випадковий характер, є складовою геометричної похибки і напряму входять до загальної похибки визначення азимуту. Кутове положення візирної вісі АК та нормалі до відлікового дзеркала ЧЕ не є стабільним у часі і змінюється від одного циклу вимірювання до іншого випадковим чином під дією різноманітних шкідливих факторів (наприклад, зміна температури навколишнього середовища, зміна із часом характеристик випромінювача та фотоприймачів та ін.).

Перед фахівцями КП «ЦКБ «Арсенал» постала задача розробки засобів зниження впливу вказаних факторів на точність та час визначення азимуту. Було розроблено ряд технічних рішень, направлених на вирішення поставленої задачі, які на сьогоднішній день реалізовані у приладі, що знаходиться у стадії завершення випробувань. Прилад являє собою малогабаритний автоматичний гіроскопічний пристрій для азимутального орієнтування напрямків, в якому реалізовано засоби зменшення впливу нестабільності положення візирної вісі АК та нестабільності положення нормалі до відлікового дзеркала ЧЕ на точність визначення азимуту.

Найбільш наглядно пояснити сутність розроблених засобів можна на прикладі малогабаритного автоматизованого гіроскопічного пристрою для азимутального орієнтування напрямків, що являє собою гіроскопічну насадку до теодоліта або тахеометра, зображений на фіг. 1.

Фахівцями КП «ЦКБ «Арсенал» створено точний, компактний і зручний в експлуатації наземний гіроскопічний пристрій у вигляді насадки до теодоліта або тахеометра, які мають автоколімаційну зорову трубу, для азимутального орієнтування напрямків, що задані зовнішніми орієнтирами. У разі використання насадки без теодоліта або тахеометра використовують зовнішні автоколімаційні пристрої, які дають можливість розширювати експлуатаційні властивості пристрою, з метою орієнтування напрямків, що задані розташованими на значній відстані орієнтирами. При цьому, можливість автоматизації процесу визначення азимуту розглядається не тільки і не стільки як засіб підвищення зручності експлуатації, а і як засіб підвищення точності за рахунок виключення механічних збурень на прилад збоку оператора в експлуатації.

Пристрій містить гіроблок 1, в якому розміщено на торсіонному підвісі 2 маятниковий чутливий елемент 3 із закріпленням на ньому ротором 4 датчика моменту. Електричне живлення чутливого елемента здійснюється за допомогою маломоментних пружних стрічкових струмопідводів контактної пристрою 5. Також в гіроблоці розташовано автоколімаційний секторний кутовий перетворювач у вигляді однокоординатного фотоелектричного автоколіматора 6, контрольний елемент 7, аретир 8, статор 9 датчика моменту. На корпусі гіроблока закріплені блок призми 10 та два ортогонально розташовані рідинні рівні 11. Гіроблок встановлено на столі горизонтування та повороту 12. Поворот та горизонтування гіроблока відносно теодоліта або тахеометра здійснюється за допомогою підймальних гвинтів 13 та навідного гвинта 14.



Фіг. 1. Гіроскопічна насадка до теодоліта або тахеометра

Насадка встановлюється на відгоризнтований теодоліт або тахеометр з колімаційною зоровою трубою. Горизнтується насадка по рівнях 11 за допомогою піднімальних гвинтів 13, що розташовані на столі нахилу і повороту 12. Узгодження нормалі до дзеркала 15 контрольного елемента 7 і візирної вісі зорової труби теодоліта виконується за допомогою гвинта навідного 14 столу нахилу та повороту 12 по автоколімаційному відблиску зорової труби теодоліта або тахеометра. Після виставлення приладів блок призми 10 відводиться, і виконується наведення на орієнтир зоровою трубою теодоліта. При відведеному блоці призми 10 можна виконати прив'язку до дзеркала 15 контрольного елемента 7 зовнішнім автоколімаційним пристроєм.

Основні вузли в гіроблоці розташовані так, що візирні вісі автоколіматора 6, фотоприймача 16 контрольного елемента 7 співпадають, і вісь кожного з отворів на роторі гіромотора 17 при обертанні ротора співпадає з візирними вісями автоколіматора 6 та фотоприймача 16 контрольного елемента 7, який засвічується крізь діафрагму, яку виконано на дзеркальній поверхні дзеркала 15. Площини дзеркала 15 та дзеркального торця гіромотора 17 паралельні. При обертанні ротора гіромотора 17 автоколіматор 6 по чергові візує дзеркало 15 та дзеркальний торець гіромотора 17. При візуванні дзеркала 15 крізь отвір у роторі гіромотора 17 (засвічується фотоприймач 16) на виході автоколіматора 6 формується сигнал, пропорційний кутовому відхиленню візирної вісі автоколіматора 6 від нормалі до дзеркала 15. Це кутове відхилення змінюється у часі від одного циклу вимірювання до іншого випадковим чином під дією різноманітних шкідливих факторів (наприклад, зміна температури навколишнього середовища, транспортування та ін.). Реєстрація зміни цього кута виключає необхідність визначення поправки приладу при кожному циклі вимірювання і дозволяє обмежитись еталонуванням приладу при його виготовленні або проведенні регламентних робіт. Визначена при еталонуванні поправка приладу, в свою чергу, є постійною і враховується при кожному циклі визначення азимуту. При візуванні автоколіматором 6 дзеркальної поверхні ротора гіромотора 17 (на фотоприймач 16 світло не потрапляє) датчик моменту узгоджує кутове положення нормалі до дзеркальної поверхні ротора гіромотора 17 з візирною віссю автоколіматора 6, виробляючи момент, пропорційний куту відхилення нормалі до дзеркальної поверхні ротора гіромотора 17 від площини меридіана. Таким чином, датчик моменту виробляє момент, що утримує кутове положення головної вісі гіроскопа постійним відносно нормалі до дзеркала 15, а по величині цього моменту визначається кут, на який вісь обертання гіромотора відстоїть від площини меридіана, тобто визначається азимут дзеркала 15. Оскільки візування дзеркала 15 та ротора гіромотора 17 виконується одним АК, то нестабільність візирної вісі АК не впливає на взаємне положення дзеркала 15 та ротора гіромотора 17. Вихідний сигнал насадки несе інформацію про кут між нормаллю до дзеркала 15 та площиною меридіана. Азимут визначається компенсаційним методом.

Для зменшення впливу нестабільності положення візирної вісі АК в азимутальній площині в конструкцію пристрою введено КЕ. Таким чином, визначення азимуту нормалі до дзеркала КЕ в кожному циклі вимірювання мінімізує вплив нестабільності кутового положення візирної вісі АК на точність визначення азимуту незалежно від стабільності нормалі до дзеркала КЕ, що має значно менший порядок нестабільності, ніж нестабільність положення візирної вісі АК. Стабільність у часі кутового положення нормалі до відлікового дзеркала ЧЕ відносно вектора кінетичного моменту гіроскопа забезпечується нанесенням дзеркала безпосередньо на торець ротора гіромотора. Застосування такого рішення вносить деякі складнощі в процес обробки сигналів, що спричинені значною модуляцією вихідного сигналу АК, що, в свою чергу, спричиняється наявністю торцевого биття ротора гіромотора, але осереднене значення цього биття несе інформацію про положення вектору кінетичного

моменту у просторі. Отже компенсація випадкових похибок, спричинених нестабільністю просторового положення візирної вісі АК та нормалі до дзеркала КЕ, реалізована застосуванням конструктивних рішень, які є вільними від впливу шкідливого фактора. Треба зауважити, що застосування описаних рішень значно спрощує конструкцію приладу за рахунок реалізації перемикання каналів візування АК без додаткових, достатньо складних, механізмів, та не потребує затрат часу на перемикання каналів візування АК.

Таким чином, реалізовані в представленому пристрої засоби виключають необхідність визначення поправки приладу в різних температурних умовах і дозволяють обмежитись еталонуванням приладу при його виготовленні або проведенні регламентних робіт. Визначена при еталонуванні поправка приладу, в свою чергу, є постійною і враховується при кожному циклі визначення азимуту.

Новизна та актуальність технічних рішень, що реалізовані в описаному вище гіроскопічному пристрої для азимутального орієнтування напрямків підтверджені патентом, що був отриманий КП «ЦКБ «Арсенал» в 2008 році.

УДК 623.465.7

ДАТЧИК УГЛА КРЕНА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С САМОНАВЕДЕНИЕМ

Влащук А.В., Чурашкин В.Г., Абрамов Ю.С., Заболотный И.И.
Казенное предприятие "Центральное конструкторское бюро "Арсенал"
г. Киев, Украина
тел. 280 – 23 – 92 , info@arsenalcdb.com.ua

LOWERING OF EFFECT OF GYROSCOPIC COMPASS PARAMETER INSTABILITY ON ACCURACY OF AZIMUTH DEFINITION

Yu. Yuryev, E. Mashinistov, O. Lihotkin
State enterprise "Central design bureau "Arsenal"
Kyiv, Ukraine

Современные вращающиеся летательные аппараты имеют ряд проблем при осуществлении процесса самонаведения. К ним относятся значительные ошибки самонаведения и ограниченная помехозащищенность аппаратов ввиду отсутствия информации о направлении угловой скорости объекта наведения по крену относительно летательного аппарата. Устранить эти недостатки можно с помощью установки датчика угла крена на вращающийся аппарат.

Датчик угла крена, по мнению разработчика, можно реализовать с помощью датчика угловой скорости (ДУС). В качестве ДУСа выбран датчик АДХРС150 фирмы ANALOG DEVICES. Этот датчик относится к классу ДУСов вибрационного типа, резонансная частота вибрирующей системы порядка 14 КГц, что позволяет пренебречь фазовыми ошибками измерения угловой скорости при частоте вращения летательных аппаратов порядка десятков Гц.

Интегральные гироскопы серии АДХРС, созданные на базе технологии iMEMS (integrated Micro Electro Mechanical System), интегрирующие на одном кремниевом кристалле датчик угловой скорости и электронику, обеспечивают формирование и предварительную обработку сигнала.

В отличие от астатических гироскопов, хранящих заданное направление, ДУСы позволяют измерять угловую скорость объектов в инерциальном пространстве. Чтобы получить сигнал углового положения из сигнала угловой скорости необходимо интегрирование сигнала скорости, что приводит к быстрому накоплению погрешности.

Датчик АДХРС150 имеет уникальные характеристики. Он измеряет угловую скорость в диапазоне $\pm 150g$ с крутизной $12,5 \pm 10 \text{ } ^\circ/\text{с}$. Датчик выпускается в корпусах (7 x 7 x 3) мм и имеет вес менее 0,5 г. Он потребляет ток 8 мА при напряжении питания 5 В. Датчик АДХРС150 выдает стабильный сигнал угловой скорости при вибрациях с ускорением до 2000 g в широком диапазоне частот. Спектральная плотность шума $0,05^\circ/\text{с}/\sqrt{\text{Гц}}$. Стоимость одного датчика 30 долл. США.

Датчику АДХRS150 имеет свои недостатки. Это, прежде всего, большой дрейф нуля $24^{\circ}/\text{с}$ в диапазоне температур от минус 40°C до плюс 50°C и значительная паразитная чувствительность к линейным ускорениям по всем трем осям.

Для борьбы с этими недостатками пришлось отказаться от прямого интегрирования угловой скорости, а принять за основу датчика крена построение платформы, неподвижной в инерциальном пространстве. Это решение позволяет избавиться от большой ошибки интегрирования угловой скорости, так как при неподвижной платформе допуск на крутизну угловой скорости $\pm 10\%$ является вполне допустимым.

Для борьбы с большим дрейфом нуля используется специальная схема обнуления, состоящая из интегратора и аналогового запоминающего устройства (АЗУ), работающая до старта аппарата, т.е. при невращающемся корпусе датчика. АЗУ состоит из аналогово-цифрового преобразователя (АЦП) и цифро-аналогового преобразователя (ЦАП), между которыми имеется цифровая память (ЦП). ЦП может хранить запомненное значение на выходе АЦП во все время полета. Интегратор сравнивает напряжение на выходе стоящей неподвижно инерциальной платформы с нулевым напряжением и выдает интеграл от напряжения ошибки на вход АЦП. Код АЦП запоминается ЦП и декодируется ЦАП. Аналоговое напряжение ЦАПа подается в виде отрицательной обратной связи в тракт усиления напряжения ДУСа. Таким образом, в ЦП хранится код нулевого дрейфа ДУСа.

После старта по сигналу прерывания связь между выходом АЦП и ЦП разрывается и ЦАП выдает напряжение, пропорциональное дрейфу нуля ДУСа, что обеспечивает списание дрейфа нуля во время полета.

Для борьбы с паразитной чувствительностью ДУСа к линейным перегрузкам на интегральной платформе имеются три датчика линейных перегрузок фирмы ANALOG Devices, выполненные по технологии iMEMS, которые компенсируют паразитную чувствительность ДУСа.

В цепи усилителя напряжения ДУСа имеется свой интегратор, который интегрирует ошибку отличия угловой скорости инерциальной платформы как до старта, так и во время полета аппарата. С выхода инерциальной платформы напряжение ошибки угловой скорости подается на датчик момента (двигатель), который обеспечивает неподвижность платформы в инерциальном пространстве при вращении корпуса летательного аппарата.

Между инерциальной платформой и корпусом аппарата установлены оптопары датчика угла поворота. На инерциальной платформе устанавливается модулирующий диск, имеющий две дорожки. Первая дорожка содержит 256 отражающих и 256 неотражающих полосок одинаковой ширины. Вторая дорожка содержит одну отражательную полосу шириной, равной ширине первой дорожки. Импульсы с первой оптопары подаются на счетный вход двоичного счетчика. На вход сброса счетчика подается импульс со второй оптопары. Таким образом, реализуется съем мгновенного значения угла поворота датчика по крену.

ЦИФРОВЫЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ГИРОСКОПЫ
С ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИМ МОДУЛЯТОРОМ

А.А. Довбешко, И.В. Максимов, И. В. Рассоха, А.В. Журавская
Национальный Технический Университет Украины
«Киевский Политехнический Институт»
г. Киев, Украина,
alekszol@mail.vtv.kiev.ua

DIGITAL FIBER – OPTICAL GYROS WITH PIEZOELECTRICAL
MODULATORS

A.A. Dovbeshko, I.V. Maksimov, I.V. Rassoha, A.V. Guravskaya
National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnic Institute”
Kiev, Ukraine

1. Введение.

Цельно-волоконные волоконно-оптические гироскопы с пьезоэлектрическим модулятором (ЦВ ВОГ с ПЭМ), имеют более простую и технологичную конструкцию, небольшие габариты и невысокую стоимость [1,2,3], чем цифровые ВОГ (ЦВОГ) с интегрально-оптическим модулятором (ИОМ) в замкнутой цепи обратной связи (ЗЦОС) [1,2,3]. ЦВОГ с ИОМ обеспечивают высокую стабильность смещения «нуля», линейность и стабильность масштабного коэффициента (МК), хотя достижение некоторых из указанных характеристик требует температурного моделирования и коррекции сигналов ЦВОГ на индивидуальной основе [1,4]. Но ЦВОГ с ИОМ в три - пять раз дороже ЦВ ВОГ с ПЭМ. Для ослабления влияния температуры на выходные характеристики ЦВ ВОГ, ранее было предложено повышать стабильность узлов волоконного кольцевого интерферометра (ВКИ) [1,2,3], что требует в ряде случаев больших финансовых затрат.

В докладе делается попытка устранить указанные недостатки ВОГ с ПЭМ, распространив подходы, разработанные для обработки информации и управления узлами и системами ЦВОГ с ИОМ [4] для создания ЦВ ЦВОГ с ПЭМ.

ЦВ ЦВОГ с ПЭМ отличается от хорошо известных интерферометрических ВОГ с фазовой модуляцией встречных волн электронной системой обработки информации (СОИ). В СОИ обычно выделяют гармонические составляющие колебаний выходного сигнала ВОГ и используя сигнал первой гармоники получают информацию о скорости вращения, а другие гармоники используют для управления узлами ВОГ [1,2,3]. В СОИ ЦВ ЦВОГ с ПЭМ проводится полностью цифровая демодуляция выходного сигнала ВОГ, позволяющая определить угловую скорость разворотов гироскопа и параметры, необходимые для управления работой его узлов. Работа СОИ и других систем

управлении узлами ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в составе микропроцессорного электронного блока (МЭБ) обеспечивает температурную компенсацию выходных параметров датчика и как следствие существенное повышение стабильности сдвига «нуля» и МК ЦВ ЦВОГ. В МЭБ реализуется управление работой узлов и систем ЦВ ЦВОГ с ПЭМ. Для работы ЦВ ЦВОГ необходимо определить Саньяковскую разность фаз между встречными волнами (ВВ) [1]. Величины сигнала Саньяка является выходным параметром ЦВ ЦВОГ. Как показано ниже, необходимо также определить и устранить добавку к разности фаз ВВ $\varphi_Q(t)$, обусловленную не идентичностью поляризационных параметров ВКИ для ВВ и другими невзаимными явлениями в ВОК; определить постоянную составляющую и размах интенсивности интерференционной картины ($V(t)$ и $U_0(t)$, соответственно); величину кода $M(t)$, определяющего амплитуду колебаний напряжения $U_{\pi/2}(t)$ на ПЭМ, при которой достигается амплитуда колебаний разности фаз ВВ равная $\pi/2$ радиан, а также величину кода фазового сдвига между фазой интерференционной картины и колебаниями пьезоэлектрического модулятора и стабилизировать их во времени и при изменении температуры.

В докладе приведен анализ уравнений выходной характеристики, алгоритмы определения и коррекции констант управления узлов ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в разомкнутой и замкнутой цепью обратной связи (далее РЦОС и. ЗЦОС) Рассматриваются особенности построения систем управления узлами ВКИ и обработку выходной информации о развороте ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в инерциальном пространстве. Работа завершается формулировкой выводов и рекомендаций по построению ЦВ ЦВОГ с ПЭМ.

2. Уравнение выходной характеристики ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в РЦОС.

Далее рассматриваем цельно-волоконный волоконно-оптический гироскоп с пьезоэлектрическим модулятором [1-3,5,6].

Исследования, проведенные многочисленными авторами [1, 5, 6] показали, что в ряде случаев, важных для практики, уравнение выходной характеристики ЦВ ВОГ можно представить следующим образом:

$$P_M(t) = B_0 + U_0 \cos[\varphi_S - \varphi_Q + M \cdot \cos(\omega_k t + \varphi_k)] \quad (1)$$

здесь $U_0 = [(U_S)^2 + (U_Q)^2]^{1/2}$, $\varphi_Q = \arctg\left(\frac{U_Q}{U_S}\right) + \Delta\varphi_H$

где U_S – амплитуда интерференционного сигнала, обусловленная встречными волнами (ВВ) с одинаковыми параметрами эллипсов поляризации; U_0 – амплитуда интерференционного сигнала, обусловленная различием поляризационных параметров излучения встречных волн.

$$\varphi_S = \frac{2\pi DL}{\lambda c} \Omega_{вр.} - \text{саньяковская разность фаз между встречными волнами [1, 5]}$$

(здесь λ – длина волны излучения, D – диаметр ВОК, L – длина волокна в ВОК, $\Omega_{вр.}$ – угловая скорость вращения). φ_Q – изменение фазы интерференционной картины, обусловленное различием поляризационных параметров излучения

встречных волн, при их проходе через ВОК и другими невязимными явлениями в ВОК $\Delta\varphi_H$; M – амплитуда разности фаз между встречными волнами, созданная пьезоэлектрическим модулятором; ω_k – круговая частота колебаний, создаваемых ПЭМ; φ_k – фазовый сдвиг между фазой интерференционной картины и колебаниями пьезоэлектрического модулятора.

Из анализа уравнения (1) следует, что для определения саньяковской разности фаз φ_S и разности фаз φ_Q необходимо знать постоянную составляющую B_0 и размах U_0 интерференционной картины (ИК), величину сдвига фазы φ_k ИК относительно «нуля» гармонических колебаний ПЭМ, амплитуду разности фаз между встречными волнами M , созданную ПЭМ. Для нахождения вышеуказанных параметров, в отличие от работ [1,2,3,5], предлагается создать с помощью ПЭМ колебания разности фаз встречных волн с амплитудами M равными, или $\frac{\pi}{2}$, или π , или $\frac{3\pi}{2}$, или 2π и измерения сигнала с PINFET $P_M(t_i)$

проводить в следующие моменты времени: $t_1^{(n)} = \frac{2\pi n}{\omega_k}$, $t_2^{(n)} = \frac{(2q-1)\pi}{3\omega_k}$, $t_3^{(n)} = \frac{(2q+1)\pi}{3\omega_k}$, $t_4^{(n)} = \frac{(2q+1)q}{2\omega_k}$, $t_5^{(n)} = \frac{(2q+1)2\pi}{3\omega_k}$, $t_6^{(n)} = \frac{(2q+1)\pi}{\omega_k}$, где $n = 0, 1, 2, \dots, q = 1, 2, \dots$. При амплитуде гармонических колебаний разности фаз встречных волн, создаваемых ПЭМ равной $M = M_{\pi/2} = \frac{\pi}{2}$, из (1) нетрудно получить, что разность фаз встречных волн φ_{SQ} равна:

$$\varphi_{SQ}^{(\pi/2)} = \arcsin \left[\frac{P_{\pi/2}(t_6^{(n)}) - P_{\pi/2}(t_1^{(n)})}{2U_0^{(n)}} \right] \quad (2)$$

Величина постоянной составляющей ИК

$$B_0^{(n)} = 0.5 \left[P_{\pi/2}(t_6^{(n)}) + P_{\pi/2}(t_1^{(n)}) \right] \quad (3)$$

Размах ИК определяется соотношением

$$U_0^{(n)} = \left[\left(P_{\pi/2}(t_4^{(n)}) - B_0^{(n)} \right)^2 - 0.25 \cdot \left(P_{\pi/2}(t_6^{(n)}) - P_{\pi/2}(t_1^{(n)}) \right)^2 \right]^{1/2} \quad (4)$$

а величины $\varphi_k^{(\pi/2)}$ и $M = M_{\pi/2}$ определяются и корректируются в процессе работ

ЦВ ЦВОГ, используя следующие неравенства: для $\varphi_k^{(\pi/2)}$

$$\begin{cases} P_{\pi/2}(t_3^{(n)}) + P_{\pi/2}(t_2^{(n)}) = K1 \\ \left\{ \begin{array}{l} \text{если } K1 > A_1, \text{ тогда } \varphi_k^{(\pi/2)} = \varphi_k^{(\pi/2)} + \Delta\tau_1 \\ \text{если } K1 < A_2, \text{ тогда } \varphi_k^{(\pi/2)} = \varphi_k^{(\pi/2)} - \Delta\tau_1 \end{array} \right. \end{cases} \quad (5)$$

для $M_{\pi/2}$

$$P_{\pi/2}(t_4^{(n)}) + P_{\pi/2}(t_5^{(n)}) - \left\{ \left(\frac{2 - \sqrt{2}}{2} \right) \cdot [P_{\pi/2}(t_1^{(n)}) + P_{\pi/2}(t_6^{(n)})] + \sqrt{2} \cdot P_{\pi/2}(t_4^{(n)}) \right\} = K2 \quad (6)$$

$$\begin{cases} \text{если } K2 > 0, \text{ тогда } M_{\pi/2} = M_{\pi/2} + \Delta_1 \\ \text{если } K2 < 0, \text{ тогда } M_{\pi/2} = M_{\pi/2} - \Delta_1 \end{cases}$$

здесь A_1 и A_2 – константы, определяющие зону оптимальной работы системы определения $\varphi_k^{\pi/2}$, а $\Delta\tau_1$, Δ_1 – шаги работы соответственно системы определения и коррекции величины $\varphi_k^{\pi/2}$ и системы определения и коррекции величины кода напряжения ЦАП, задающего амплитуду колебаний ПЭМ, при которой амплитуда гармонических колебаний разность фаз встречных волн близка к $\frac{\pi}{2}$.

В соответствии с (2) на выходе ЦВ ЦВОГ с ПЭМ можно иметь или цифровой сигнал пропорциональный угловой скорости вращения объекта или цифровой сигнал, пропорциональный приращению угла поворота объекта за время T . В первом случае выходная характеристика ЦВ ЦВОГ с разомкнутой петлей обратной связи (РПОЗ) совпадает с выходной характеристикой ВОГ, у которого система обработки информации выделяет угловую скорость поворота ВОГ из первой гармоники его выходного сигнала. Во втором случае в ЦВ ЦВОГ с РЦОС за время T будет фиксировать N импульсов, связанных с параметрами ВОГ, в рамках модели процессов в ВОГ использованной для записи выходной характеристики ВОГ в виде (1), следующим образом:

$$N = K \int_t^{t+T} \Omega_{\text{вр.}}(t) dt + q \int_t^{t+T} \varphi_Q(t) dt \quad (7)$$

здесь $K = \frac{A5 \cdot L \cdot D \cdot \omega_k}{(1 + \Delta_4) \cdot 2\pi\lambda c}$ – масштабный коэффициент (МК) ЦВ ЦВОГ с ПЭМ (8),

$q = \frac{A5 \cdot \omega_k}{2\pi}$ – коэффициент пересчета сдвига нуля ЦВ (9).

$A5$ – коэффициент умножения МК, Δ_4 – ошибка в задании разности фаз ВВ равной 2π . Для исследованного в данной работе ЦВ ЦВОГ, у которого $L \approx 100$ м, $D = 0.06$ м, $\nu_k = 73$ кГц, $\lambda = 0.86 \cdot 10^{-6}$ м, $c = 3 \cdot 10^8$ м/с, $A5 = 512$, $\Delta_4 = 0$ из (8) следует, что $K = 4.212$ имп./угл.сек. Соответственно, цена импульса ЦВ ЦВОГ с РЦОС будет равна 0.237 угл.сек./имп. Анализ выражения (7) показывает, что нелинейность МК в основном определяется точностью задания таблицы функции $\arcsin(X)$, нелинейностью АЦП и ЦАП, входных и выходных усилителей МЭБ. Нестабильность МК зависит от изменения длины и диаметра ВОК, частоты колебаний ПЭМ, длины волны излучения СЛД ЦВ ЦВОГ. Нестабильность сдвига нуля ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в РЦОС зависит от изменения частоты колебаний ПЭМ и изменения фазы интерференционной картины,

обусловленные различием поляризационных параметров излучения встречных волн, при их проходе через ВОК φ_Q и другими невязимными явлениями в ВОК $\Delta\varphi_H$.

3. Цельно-волоконный цифровой ВОГ с ПЭМ в ЗЦОС

Далее получим уравнение выходной характеристики для ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в ЗЦОС, для случая, когда ПЭМ создает гармонические колебания разности фаз встречных волн с амплитудой $M = M_{\pi/2} = \frac{\pi}{2}$. ЦВ ЦВОГ с ЗЦОС это

интерферометрический ВОГ с ПЭМ, у которого в моменты времени $t_1^{(n)} = \frac{2\pi n}{\omega_k}$,

($n = 0, \dots, N$) разность фаз между ВВ, обусловленная вращением датчика и другими невязимными физическими явлениями, компенсируется за счет уменьшения или увеличения амплитуды напряжения на ПЭМ, пропорциональной $M = M_{\pi/2}$. Задача цепи обратной связи в ЦВ ЦВОГ, в

отличие от ее работы в составе ЦВОГ с интегрально-оптическим модулятором, сводится к поддержанию в моменты времени $t_1^{(n)}$ суммарной разности фаз ВВ равной $\frac{\pi}{2}$. Для реализации указанного в ЦВ ЦВОГ с ЗЦОС производят

измерения сигнала с PINFET в те же моменты времени, что и в ЦВ ЦВОГ с РЦОС. Однако, обработка сигналов и определение параметров сигналов управления узлов ЦВ ЦВОГ проводится в соответствии с алгоритмами близким к приведенным в (2-6). Более подробно смотри [7]. Во время работы ЦВ ЦВОГ, фазовый набег встречных волн, полученный за счет эффекта Саньяка $\varphi_S(t_1^{(n)})$ [1], а также за счет поляризационной не взаимности ВКИ, эффекта Фарадея и других невязимных эффектов $\varphi_Q(t_1^{(n)})$ [1-3,5,6], компенсируется ПЭМ, создающим дополнительную разность фаз между ВВ $\varphi_S(t_1^{(n-1)}) + \varphi_Q(t_1^{(n-1)})$, которая была определена в момент времени $t_1^{(n-1)}$. Указанная величина разности фаз ВВ пропорциональна числу $S_1^{(1)}(t_1^{(n-1)})$ код, которого содержится в одном из регистров микроконтроллера (МКК). При этом в результате работы ЗЦОС на каждом шаге работы ЦВ ЦВОГ выполняется следующее равенство.

$$\varphi_S(t_1^{(n)}) + \varphi_Q(t_1^{(n)}) - S_1^{(1)}(t_1^{(n-1)}) + M(t_1^n) \approx \pi/2 \pm \Delta \quad (10)$$

В момент достижения кода, содержащегося во втором регистре МКК уровня соответствующего $\pm \pi/(2 * A6)$ ($A6$ – коэффициент деления масштабного коэффициента), в ЦВОГ формируется импульс, который поступает в счетный регистр МК Signal. За произвольный момент времени T_i , для числа импульсов N_i , используя (10) нетрудно получить

$$N_i = K_{GEO} \int_t^{t+T_i} K_{INS}(t) * \Omega(t) dt + \Delta N, \quad (11)$$

где $K_{GEO} = \frac{4 * A6 * L * D}{\tau_S * \lambda * c}$ (имп/рад), масштабный коэффициент ЦВ ЦВОГ; (12)

$$K_{INS}(t) = \left(1 - \frac{2 * A6 * \delta(t)}{\pi} + \Delta \tilde{U}_0(t) / \tilde{U}_0(t) - \Delta \beta(t) / \beta(t) \right), \quad (13),$$

добавка к масштабному коэффициенту, обусловленная инструментальными погрешностями замкнутой цепи обратной связи ЦС ЦВОГ (неточностью в задании (отработке) фазового сдвига $\pi/2$ между ВВ $\delta(t)$, погрешностями в определении и нестабильностью констант управления $\tilde{U}_0(t)$ и $\beta(t)$);

$$S = \frac{1}{K_{GEO}} = \frac{\tau_S * \lambda * c}{4 * A6 * L * D} \frac{360 * 3600}{2\pi} \text{ (дуг.с/имп). - цена импульса ЦВОГ.} \quad (14)$$

При $\lambda = 0.86 \cdot 10^{-4}$ см, $D = 6$ см, $L = 10^4$ см, $\tau_S = 1,36 \cdot 10^{-4}$ сек, $A6 = 128$ имеем $S = 0.238$ дуг.сек./имп., что совпадает с ценой импульса ЦВ ЦВОГ с РЦОС, рассчитанной в (8).

При этом значительно повышается линейность масштабного коэффициента. Масштабный коэффициент ЦВ ЦВОГ с ЗЦОС определяется диаметром D и длиной волокна L ВОК, длиной волны излучения СЛД λ , частотой резонансных колебаний ПЭМ $\omega_k/2\pi$ (аналогично ЦВ ЦВОГ с РЗОС) а также точностью δ поддержания разности фаз между ВВ 2π , относительной нестабильностью размаха интерференционной картины $\Delta \tilde{U}_0(t) / \tilde{U}_0(t)$, относительной нестабильностью коэффициента передачи замкнутой цепи обратной связи по напряжению. В обоих случаях масштабный коэффициент ЦВ ЦВОГ в $\omega_k/2\pi$ раз больше, чем у обычного интерферометрического ВОГ.

Для смещения «нуля» ЦВ ЦВОГ с ЗЦОС имеем,

$$\Delta N = \frac{2 * A6}{\tau_S * \pi} \int_t^{t+T_i} \left(1 - \frac{2 * A6 * \delta(t)}{\pi} + \Delta \tilde{U}_0(t) / \tilde{U}_0(t) \right) \left((\varphi_O(t) + \Delta_M(t) + (\Delta \beta(t) / \beta(t)) * MR(t)) + \Delta \tilde{B}_{\frac{\pi}{2}}(t) / \tilde{U}_0(t) \right) dt \quad (15)$$

Как следует из (15), смещение «нуля» ЦВОГ, обусловлено неточностью в задании (отработке) фазового сдвига $\pi/2$ между ВВ $\delta(t)$, поляризационной не взаимностью ВКИ, другими фазовыми невзаимными эффектами, сопутствующими процесс распространения ВВ в ВКИ $\varphi_O(t)$, погрешностями в определении констант $\tilde{B}(t)$, $\tilde{U}_0(t)$, $M(t)$ и $\beta(t)$, задающих работу замкнутой цепи обратной связи ЦВ ЦВОГ.

4. Результаты исследований выходных характеристик ЦВ ЦВОГ с ПЭМ

Исследование выходных характеристик ЦВ ЦВОГ с ПЭМ проводилось с использованием ВКИ VG 949 ОВ, изготовленного ЗАО «ФИЗОПТИКА» г. Москва, Россия и макетного МЭБ, изготовленного НТУУ «КПИ». ВКИ VG 949 ОВ имеет следующие параметры: диаметр волоконно-оптической катушки (ВОК) - 60 мм, длина волокна в ВОК - 100 м, частота колебаний ПЭМ – 73-75 кГц. Рабочий ток СЛД – 70 мА. МЭБ конструктивно выполнен на одной плате размером 81.5*81.5*12.0 мм³ с использованием МПК Cygnal C8051F121, PLD ALTERA ACEX EP1K100QI208-2 и др. радиоэлементов.

Результаты исследований самонастраивающихся к условиям эксплуатации ЦВ

ЦВОГ с ПЭМ приведены на рисунках 1 - 4 и обобщены в таблице 1. На рис.1 и 2 показана зависимость от времени (ось X, 10 с) числа импульсов, регистрируемых ЦВ ЦВОГ с ПЭМ при времени осреднения результатов измерений скорости вращения Земли на широте Киева равном 10 с., с температурной коррекцией результатов измерений, при изменении рабочей температуры ЦВ ЦВОГ (рис. 1, далее Вариант А) и в нормальных условиях испытаний (рис. 2, далее вариант В) Временная зависимость изменения рабочей температуры ЦВ ЦВОГ v_{21} (непрерывная линия) и b_{21} (пунктирная линия) для обоих испытаний представлена на рис. 3 и 4, соответственно. Температура на графиках задаётся в кодах АЦП. Код АЦП равный 1960 соответствовал температуре 20°C, а изменение кода АЦП на 20 единиц соответствуют изменению температуры на 1,0 °C. На графиках рис 1 и 2 кривые v_1 (непрерывная линия) соответствуют исследованиям при которых ось чувствительности ВКИ параллельна и совпадает с осью вращения Земли, а кривые b_1 (пунктирная линия) когда оси направлены в противоположные стороны. Используя соотношения (7) для числа импульсов и (8) для определения цены импульса ЦВ ЦВОГ с ПЭМ, несложно рассчитать скорость вращения Земли исходя из результатов предоставленных на рис 1 и рис 2. Проекция скорости вращения Земли на широте Киева составляет 11.569 о/ч.

Таблица 1

Наименование параметра / файл	Вариант А	Вариант В	Примечания
Среднее значение проекции скорости вращения Земли, о/ч	12,384	12,254	11.569
СКО (1σ) угл.с./с.	2,641	1,652	
Длительность запуска, с.	8400,0	4500,0	
Изменение температуры, коды АЦП	1954...3052	2098...2197	

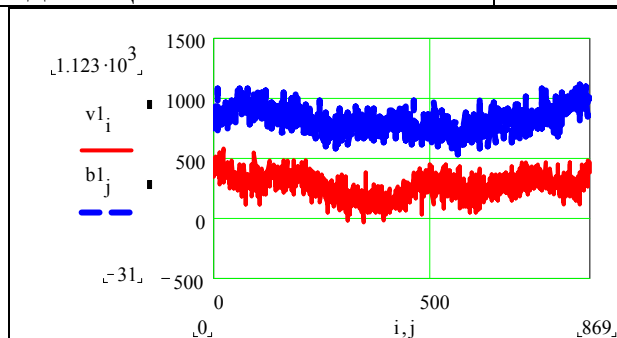


Рис. 1 Число импульсов (вариант А)

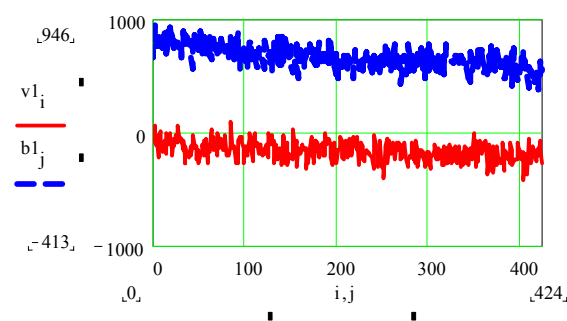


Рис. 2 Число импульсов (вариант В)

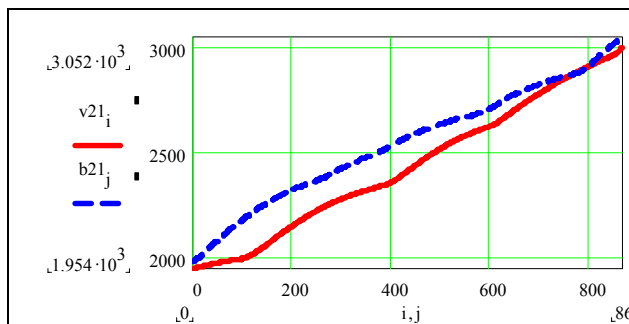


Рис. 3 Рабочая температура ЦВ ЦВОГ

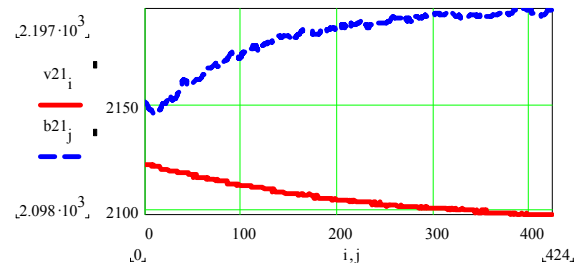


Рис. 4 Рабочая температура ЦВ ЦВОГ

Анализ данных, приведенных в Таблице 1, а также на графиках 1...4 показывает, что применение температурной коррекции параметров систем стабилизации и управления узлов ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в РЦОС позволяет обеспечить стабильность выходной характеристики последнего не хуже 2,6 град./час. при изменении рабочей температуры окружающей среды от плюс 22 °С. до плюс 70 °С. Таким образом экспериментальные исследования, проведенные авторами, показали, что использование адаптивного к условиям эксплуатации МЭБ управления узлами ВКИ позволяет значительно уменьшить влияние изменения условий эксплуатации на стабильность выходных характеристик ЦВ ЦВОГ с ПЭМ.

5. ВЫВОДЫ

Масштабный коэффициент ЦВ ЦВОГ с ПЭМ определяется не только диаметром D и длиной волокна L ВОК, длиной волны излучения СЛД λ , [1], но и частотой резонансных колебаний ПЭМ $\omega_k/2\pi$, точностью δ поддержания амплитуды колебаний разности фаз между ВВ равной $\pi/2$ радиан, относительной нестабильностью размаха интерференционной картины, относительной нестабильностью коэффициента передачи замкнутой цепи обратной связи по напряжению. Нелинейность МК в основном определяется точностью задания таблицы функции $\arcsin(X)$, нелинейностью АЦП и ЦАП, входных и выходных усилителей МЭБ.

Нестабильность сдвига нуля ЦВ ЦВОГ с ПЭМ в РЦОС зависит от изменения частоты колебаний ПЭМ и изменения фазы интерференционной картины, обусловленные различием поляризационных параметров излучения встречных волн, при их проходе через ВОК φ_Q и другими невязимыми явлениями в ВОК $\Delta\varphi_H$.

МЭБ для ЦВ ЦВОГ с ПЭМ должен включать микропроцессорные системы определения и стабилизации фазового сдвига между сигналом колебаний напряжения, поступающего на ПЭМ и сигналом с PINFET; системы определения и стабилизации постоянной составляющей интенсивности интерференционной картины; системы управления рабочим током СЛД для стабилизации размаха интерференционной картины, образованной ВВ; системы

определения и управления амплитудой колебаний ПЭМ, обеспечивающей разность фаз ВВ близкую к $\pi/2$ радиан.

Для работы алгоритмов определения и коррекции констант управления ЦВ ЦВОГ с ПЭМ необходимо создавать с помощью ПЭМ колебания разности фаз ВВ с амплитудой или $\pi/2$, или π , или $3\pi/2$, или 2π радиан, и провести измерения сигнала PINFET в моменты времени сдвинутые по фазе на ± 60 дуг. град. и ± 30 дуг. град. от минимального (максимального) и нулевого значения амплитуды колебаний ПЭМ, соответственно.

Проведенные экспериментальные исследования показали перспективность предложенных способов температурной коррекции изменения параметров ВКИ и алгоритмических методов уменьшения влияния временной и температурной нестабильности вышеуказанных параметров замкнутой обратной связи на изменение масштабного коэффициента и смещения «нуля» ЦВ ЦВОГ с ПЭМ.

ССЫЛКИ

1. H.C. Lefevre, "The Fiber-Optic Gyroscope", Artech House, Boston-London, 1993
2. V. Listvin, V. Logozinski, V. Solomatin, "Miniature Fiber Optic Gyro", Optical Gyros and their Application, in Proceedings of the AGARD, RTO AG-339, p.9-1...9-6, France, 1999
3. A. Dovbeshko, E. Tropkin, "New fiber optics rate gyros", in Proceedings of the SPIE conference NO 2729, pp. 203...211, Poland, 1995.
4. O.O.Dovbeshko, O.V.Zbrutsky, I.V.Maksymov, I.V.Rassokha, S.W.Wang, Y.Gu, Q.Xiao, H.Jiang. 'All-digital fiber-optical gyros with microprocessor - based controlling and data processing systems', in Proceedings of the Symposium Gyro Technology 2006, p.1.0 – p. 1.12, Stuttgart, Germany, 2006.
5. В.Н. Листвин, В.Н. Логозинский, "Сдвиг нуля в волоконном кольцевом интерферометре с широкополосным источником излучения", Известия высших учебных заведений. Радиофизика, т.34, №9, с.1001 – 1009, 1991
6. C. Seidel and G. F. Trommer, "Bias errors in fiber-optic gyroscopes caused by Lyot depolarizers", in Proceedings of the Symposium Gyro Technology 2004, pp 8.0 – 8.12, Stuttgart, Germany, 2004
7. O.O. Dovbeshko, O.V. Zbrutsky, I.V. Maksymov, I.V. Rassokha "Digital fiber-optic gyroscopes with piezoelectric modulator in close loop feedback", in Proceedings of the Symposium Gyro Technology 2008, p.7.0 – p. 7.24, Karlsruhe, Germany, 2008.

ИМПЕДАНСНАЯ СТРУКТУРА ПОДВЕСА ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА В АКУСТИЧЕСКОЙ СРЕДЕ

В.В. Карачун, В. Н. Мельник
Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
г. Киев, Украина
karachyn1@gala.net

IMPEDANCE STRUCTURE OF SUSPENSION OF FLOAT GYRO IN ACOUSTIC ENVIRONMENT

V.V. Karachun, V.N. Melnik
National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnic Institute”
Kiev, Ukraine

Запишем дифференциальное уравнение возмущенного движения прибора в виде:

$$B\ddot{\beta} + R\{[(\omega_z + \omega_z^a \cos \beta)^2 - \omega_x^2] \sin \beta \cos \beta - \omega_x(\omega_z + \omega_z^a \cos \beta) \cos 2\beta\} + \\ + H[\omega_x \sin \beta + (\omega_z + \omega_z^a \cos \beta) \cos \beta] + B(\dot{\omega}_y + \dot{\omega}_1^a) + c\beta + b\dot{\beta} = 0, \quad (1)$$

где $B = I_0 + I_y$; $R = I_0 + I_z - I_x$; I_x, I_y, I_z - моменты инерции поплавка; I, I_0 - полярный и экваториальный моменты инерции ротора; c, b - соответственно коэффициент жесткости пружины и коэффициент демпфирования.

Рассмотрим частный случай. Пусть $\omega_x = \omega_y = 0$, $\omega_z = \omega_0 = \text{const}$ и акустическое давление $P_0 = \text{const}$. Нетрудно установить связь между установившимся значением угла поворота поплавка β_0 , угловой скоростью вращения РН вокруг оси чувствительности ω_0 и проникающим акустическим излучением. Из уравнения (1) в этом случае получаем:

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + H \omega_0 \cos \beta_0 + B \dot{\omega}_1^a + c\beta_0 = 0. \quad (2)$$

Так как

$$\omega_1^a = \frac{2}{HR} \omega_z \cos \beta \left[I_{II} (\dot{U}_\varphi + \pi \dot{W}) + m_T R_T L \dot{W}_T \right] = \\ = \frac{2\omega_z}{HR} P_0 i \omega_a \cos \beta \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + m_T R_T L \rho_T W_T \right]; \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_1^a = \frac{2P_0 i \omega_a}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] \times \\ \times \left[\dot{\omega}_z \cos \beta + \omega_z (i \omega_a \cos \beta - \dot{\beta} \sin \beta) \right], \quad (4)$$

где P_0 - давление в падающей звуковой волне; ω_a - круговая частота акустической волны; индекс «Т» относится к торцу поплавка.

С учетом (4), выражение (2) приобретает вид:

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + H \omega_0 \cos \beta_0 + \\ + 2BP_0 \frac{i \omega_a}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + k_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] \omega_0 i \omega_a \cos \beta_0 + c \beta_0 = 0. \quad (5)$$

Или так:

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + \omega_0 \left\{ H \cos \beta_0 - 2BP_0 \frac{\omega_a^2 \cos \beta_0}{HR} \times \right. \\ \left. \times \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + k_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] \right\} + c \beta_0 = 0. \quad (6)$$

Отсюда находим зависимость между установившимся значением угла поворота поплавка и угловой скоростью вращения вокруг оси чувствительности:

$$\omega_0 = \frac{1}{R \sin 2\beta_0} \left\{ -H \cos \beta_0 + 2BP_0 \frac{\omega_a^2 \cos \beta_0}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] + \right. \\ + \sqrt{H^2 \cos^2 \beta_0 + 4B^2 P_0^2 \frac{\omega_a^4 \cos^2 \beta_0}{H^2 R^2} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right]^2 -} \\ \left. - 4HBP_0 \frac{\omega_a^2 \cos^2 \beta_0}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] - 2Rc \beta_0 \sin 2\beta_0 \right\} = \\ = \frac{1}{R \sin 2\beta_0} \left\{ -H \cos \beta_0 + 2BP_0 \frac{\omega_a^2 \cos \beta_0}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + k_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] + \right. \\ + H \cos \beta_0 \sqrt{1 + 4B^2 P_0^2 \frac{\omega_a^4}{H^4 R^2} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + k_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right]^2 -} \\ \left. - 4BP_0 \frac{\omega_a^2}{H^2 R} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] - 2 \frac{Rc \beta_0 \sin 2\beta_0}{H^2 \cos \beta_0} \right\} = \\ = \frac{1}{R \sin 2\beta_0} \left\{ \left\{ -H \cos \beta_0 + 2BP_0 \frac{\omega_a^2 \cos \beta_0}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) \right] + \right. \right.$$

$$\begin{aligned}
& +H \cos \beta_0 \left\{ 1 + 2B^2 P_0^2 \frac{\omega_a^4}{H^4 R^2} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right]^2 - \right. \\
& \quad \left. - 2BP_0 \frac{\omega_a^2}{H^2 R} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] - \frac{Rc \beta_0 \sin 2\beta_0}{H^2 \cos^2 \beta_0} \right\} = \\
& = \frac{1}{R \sin 2\beta_0} \left\{ \left[2BP_0 \frac{\omega_a^2 \cos \beta_0}{HR_T} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] + \right. \right. \\
& \quad \left. + 2B^2 P_0^2 \frac{\omega_a^4 \cos \beta_0}{H^3 R^2} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right]^2 - \right. \\
& \quad \left. - 2BP_0 \frac{\omega_a^2 \cos \beta_0}{HR} \left[I_{II} (\rho_\tau U_\varphi + \rho_r \pi W) + \rho_T m_T R_T L W_T \right] - \frac{Rc \beta_0 \sin 2\beta_0}{H \cos \beta_0} \right\} = \\
& = \frac{1}{R \sin 2\beta_0} \left\{ \left[2B^2 P_0^2 \frac{\omega_a^4 \cos \beta_0}{H^2 R_T^2} \left\{ I_{II} [\rho_\tau U_\varphi(t, z) + \rho_r \pi W(t)] + \rho_T m_T R_T L W_T(t) \right\}^2 - \right. \right. \\
& \quad \left. \left. - \frac{Rc \beta_0 \sin 2\beta_0}{H \cos \beta_0} \right\} \right\}. \tag{7}
\end{aligned}$$

В том случае, когда проникающее акустическое воздействие отсутствует (для этого в формуле (7) надо положить $P_0 = 0$ и $\omega_a = 0$), для малых углов β_0 получаем известную формулу, определяющую связь между установившемся углом поворота поплавка и постоянной входной величиной ω_0 :

$$\omega_0 \approx -\frac{c}{H} \beta_0. \tag{8}$$

В противном случае, в формуле (8) добавляется еще одно слагаемое, то есть:

$$\begin{aligned}
\omega_0 \approx & -\frac{c}{H} \beta_0 + \frac{P_0^2}{\sin \beta_0} \frac{B^2}{R} \frac{\omega_a^4}{H^3 R_T} \left\{ I_{II} [\rho_\tau U_\varphi(t, z) + \rho_r \pi W(t, z)] + \right. \\
& \left. + \rho_T m_T R_T L W_T(x, y, t) \right\}. \tag{9}
\end{aligned}$$

Именно второе слагаемое здесь учитывает влияние акустического излучения на погрешность прибора при постоянном значении входной величины ω_0 . В выражении (9) $W_T(x, y, t)$ есть закон изгибного движения торца поплавка под действием проникающего акустического излучения.

Рассмотрим более общий случай, когда ω_x, ω_y и ω_z не равны нулю, причем углы ψ и θ малы вместе со своими производными.

Таким образом, пренебрегая слагаемыми выше второго порядка малости получаем:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \dot{\theta} - \dot{\phi} \sin \psi \approx \dot{\theta} - \omega_0 \psi - \omega_z \psi; \\
\omega_y &= \dot{\phi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta \approx \omega_0 \theta + \dot{\psi} + \omega_z \theta; \\
\omega_z &= \dot{\phi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta \approx \omega_0 + \omega_z + \frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi} \theta.
\end{aligned} \tag{10}$$

Или в такой форме:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \omega_{1x} + \omega_{2x}; \\
\omega_y &= \omega_{1y} + \omega_{2y}; \\
\omega_z &= \omega_0 + \omega_{1z} + \omega_{2z},
\end{aligned} \tag{11}$$

где $\omega_{1x} = \dot{\theta} - \omega_0 \psi$; $\omega_{2x} = -\omega_z \psi$; $\omega_{1y} = \dot{\psi} + \omega_0 \theta$; $\omega_{2y} = \omega_z \theta$;
 $\omega_{1z} = \omega_z$; $\omega_{2z} = \frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi} \theta$; $\omega_{ij} (i=1,2; j=x,y,z)$ - соответственно составляющие угловой скорости ω_j первого ($i=1$) и второго ($i=2$) порядка малости.

Прежде чем подставить выражения (11) в уравнение (1), выполним здесь разложение функции β и тригонометрических функций в ряды в окрестности значения β_0 , удовлетворяющего (2):

$$\begin{aligned}
\beta &= \beta_0 + \beta_1 + \beta_2 + \dots; \\
\sin \beta &= \sin \beta_0 + \beta_1 \cos \beta_0 - \frac{1}{2} \beta_1^2 \sin \beta_0 + \beta_2 \cos \beta_0 + \dots; \\
\cos \beta &= \cos \beta_0 - \beta_1 \sin \beta_0 - \frac{1}{2} \beta_1^2 \cos \beta_0 - \beta_2 \sin \beta_0 + \dots; \\
\sin 2\beta &= \sin 2\beta_0 + 2\beta_1 \cos 2\beta_0 - 2\beta_1^2 \sin 2\beta_0 + 2\beta_2 \cos 2\beta_0 + \dots; \\
\cos 2\beta &= \cos 2\beta_0 - 2\beta_1 \sin 2\beta_0 - 2\beta_1^2 \cos 2\beta_0 - 2\beta_2 \sin 2\beta_0 + \dots.
\end{aligned} \tag{12}$$

Уравнение (1) после подстановки соотношений (12), дает:

$$\begin{aligned}
&B(\ddot{\beta}_1 + \ddot{\beta}_2) + R \left[\frac{1}{2} \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + \omega_0^2 \beta_1 \cos 2\beta_0 + \omega_0 \omega_{1z} \sin 2\beta_0 + 2\omega_0 \omega_{1z} \beta_1 \cos 2\beta_0 - \right. \\
&- 2\omega_0^2 \beta_1^2 \sin 2\beta_0 + \frac{1}{2} (\omega_{1z}^2 + 2\omega_0 \omega_{2z} + 2\omega_0 \omega_{2y} Q_1 \cos \beta_0 + \omega_{1y}^2 Q_1^2 \cos^2 \beta_0) + \\
&+ \omega_0^2 \beta_2 \cos 2\beta_0 - \frac{1}{2} \omega_{1x}^2 \sin 2\beta_0 - \omega_0 \omega_{1x} \cos 2\beta_0 + \omega_0 \omega_{1y} Q_1 \sin 2\beta_0 \cos \beta_0 + \\
&+ 2\omega_0 \omega_{1x} \beta_1 \sin 2\beta_0 + 2\omega_0 \omega_{1y} \beta_1 Q_1 (\cos 2\beta_0 \cos \beta_0 - \frac{1}{2} \sin 2\beta_0 \sin \beta_0) - \\
&\left. - (\omega_0 \omega_{2x} + \omega_{1x} \omega_{1z} + \omega_{1x} \omega_{1z} Q_1 \cos \beta_0 - \omega_{1y} \omega_{1z} Q_1 \operatorname{tg} 2\beta_0 \cos \beta_0) \right] +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + H(\omega_{1x} \sin \beta_0 + \omega_0 \cos \beta_0 + \omega_{1z} \cos \beta_0 + \omega_0 \beta_1 \sin \beta_0 + \omega_{2x} \sin \beta_0 + \\
& + \omega_{2z} \cos \beta_0 + \omega_{1x} \beta_1 \cos \beta_0 - \omega_{1z} \beta_1 \sin \beta_0 - \frac{1}{2} \omega_0 \beta_1^2 \cos \beta_0 - \omega_0 \beta_2 \sin \beta_0 + \\
& + Q_1 \omega_{1y} \cos^2 \beta_0 - \omega_{1y} \beta_1 Q_1 \sin 2\beta_0 + \omega_{2y} Q_1 \cos^2 \beta_0) + \\
& + B[\dot{\omega}_{1y} + \dot{\omega}_{2y} + Q\omega_0 i\omega_a \cos \beta_0 + (\dot{\omega}_{1z} - \omega_{1z} i\omega_a)Q \cos \beta_0 - \\
& - \omega_0(\dot{\beta}_1 + \beta_1 i\omega_a)Q \sin \beta_0 - \omega_{1z} Q \sin \beta_0(i\omega_a \beta_1 + 2\dot{\beta}_1) + Q \cos \beta_0(\dot{\omega}_{2z} + \omega_{2z} i\omega_a) - \\
& - Q\omega_0 \cos \beta_0 \left(\frac{1}{2} \beta_1^2 i\omega_a + \dot{\beta}_1 \beta_1 \right) - Q\omega_0 \sin \beta_0 (\beta_2 i\omega_a + \dot{\beta}_2)] + \\
& + b(\dot{\beta}_1 + \dot{\beta}_2) + c(\beta_1 + \beta_2) = 0,
\end{aligned} \tag{13}$$

где $Q_1 = \frac{4\rho_r}{HR} I_{II} \dot{W}(t, z) = \frac{4P_0}{HR} i\omega_a I_{II} \rho_r$; $Q = \frac{2P_0}{HR} i\omega_a [I_{II}(\rho_\tau + \rho_r \pi) + \rho_T m_T R_T L]$.

Уравнение для определения первого приближения будет иметь вид:

$$\begin{aligned}
& B\ddot{\beta}_1 + (b - \omega_0 Q \sin \beta_0)\dot{\beta}_1 + (c + \omega_0 r_1 - i\omega_a \omega_0 Q \sin \beta_0)\beta_1 = r_1 \omega_{1x} - \\
& - (q_1 - i\omega_a Q \cos \beta_0)\omega_{1z} - B\dot{\omega}_{1y} + q_1 Q_1 \cos \beta_0 \omega_{1y} + Q \cos \beta_0 \dot{\omega}_{1z},
\end{aligned} \tag{14}$$

где $r_1 = R\omega_0 \cos 2\beta_0 - H \sin \beta_0$; $q_1 = R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0$;
 $b^a = \omega_0 Q \sin \beta_0$; $r_1^a = i\omega_a Q \sin \beta_0$; $q_1^a = i\omega_a Q \cos \beta_0$.

Задавая ψ, θ и ω_z как функции времени, можно из соотношений (10) найти $\omega_{1x}, \omega_{1y}, \omega_{1z}, \dot{\omega}_{1y}$ и $\dot{\omega}_{1z}$, а подставив в уравнение (14) – вычислить β_1 .

ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП С ЧЕТЫРЕХЗЕРКАЛЬНЫМ РЕЗОНАТОРОМ.
ЗАВИСИМОСТЬ ПОЛУШИРИНЫ ЗОНЫ СИНХРОНИЗАЦИИ ОТ
ОДИНАКОВЫХ ПРОТИВОПОЛОЖНО НАПРАВЛЕННЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ
СФЕРИЧЕСКИХ ЗЕРКАЛ

Т.А. Козлова, А.В. Петренко, Е.А. Бондаренко
Национальный технический университет Украины
“Киевский политехнический институт”,
г. Киев, Украина
ea_bndrk@ukr.net

LASER GYROSCOPE WITH FOUR-MIRROR RESONATOR.
DEPENDENCE OF SYNCHRONIZATION ZONE HALFWIDTH ON
EQUAL OPPOSITELY DIRECTED DISPLACEMENTS
OF SPHERICAL MIRRORS

T.A. Kozlova, A.V. Petrenko, E.A. Bondarenko
National Technical University of Ukraine
‘Kiev Polytechnic Institute’
Kiev, Ukraine

В настоящем сообщении рассматривается лазерный гироскоп (ЛГ) с квадратным четырехзеркальным резонатором с длиной плеча l . Резонатор образован двумя плоскими сигнальными зеркалами и двумя установленными на пьезокорректорах смежными сферическими зеркалами радиуса кривизны R .

Для плоских зеркал резонатора ЛГ заданы энергетические параметры: (а) интегральный коэффициент светорассеяния K_{scat}^f в полный телесный угол 4π стерadian; (б) коэффициент потерь на поглощение Γ_{absorp}^f ; (в) коэффициент полезных потерь на пропускание Γ_{transm}^f . Для сферических зеркал заданы: (а) интегральный коэффициент светорассеяния K_{scat}^s ; (б) коэффициент потерь на поглощение Γ_{absorp}^s .

При разработке и моделировании работы автоматической системы управления связью встречных волн рассматриваемого ЛГ требуется иметь математическую модель зависимости полуширины Ω_s зоны синхронизации частот его встречных волн от одинаковых противоположно направленных управляемых перемещений сферических зеркал на расстояния w .

Такая модель уже рассматривалась в работе [1]. В настоящем сообщении приводится её переработанный вариант, учитывающий данные работы [2]. Предлагаемый ниже материал может служить дополнением к результатам работ [3–8].

Искомую математическую модель зависимости $\Omega_s = \Omega_s(w)$ для рассматриваемого ЛГ, полученную во втором порядке малости по коэффициентам связи в приближении пустого (без активной среды) резонатора, можно представить в виде

$$\Omega_s = 4(c/L)[A_f^2 + A_s^2 + 2A_f A_s \cos(2\varphi)]^{1/2}/M_g, \quad M_g = 2\pi(l/\lambda), \quad \varphi = 2\pi(\sqrt{2}/2)(w/\lambda). \quad (1)$$

Здесь c – скорость света; $L = 4l$ – периметр осевого контура; λ – рабочая длина волны; M_g – геометрический масштабный множитель; φ – фазовый угол, учитывающий факт одинаковых противоположно направленных перемещений сферических зеркал на расстояния w и рассчитанный в приближении $l/R \rightarrow 0$; A_f и A_s – параметры, характеризующие рассеяние, поглощение и пропускание излучения на зеркалах. Их можно оценить по формулам

$$A_f = a_f \sin \chi_f + b_f, \quad A_s = a_s \sin \chi_s + b_s, \quad (2)$$

в которых, с учетом [2],

$$\begin{aligned} a_f &= (1/2)\theta_f (K_{scat}^f)^{1/2}, \quad \chi_f = \arcsin[(K_{scat}^f)^{1/2}], \quad b_f = (1/2)\theta_f (\Gamma_{absorp}^f + \Gamma_{transm}^f), \\ a_s &= (1/2)\theta_s (K_{scat}^s)^{1/2}, \quad \chi_s = \arcsin[(K_{scat}^s)^{1/2}], \quad b_s = (1/2)\theta_s \Gamma_{absorp}^s, \\ \theta_f &= w_f/L, \quad w_f = (w_f^x w_f^y)^{1/2}, \quad \theta_s = w_s/L, \quad w_s = (w_s^x w_s^y)^{1/2}, \\ w_f^z &= \left(\frac{2\lambda l}{\pi}\right)^{1/2} \left[\frac{(4 - 7\zeta + 2\zeta^2)^2}{4 - (2 - 8\zeta + 3\zeta^2)^2} \right]^{1/4}, \quad w_s^z = \left(\frac{2\lambda l}{\pi}\right)^{1/2} \left[\frac{(4 - 3\zeta)^2}{4 - (2 - 8\zeta + 3\zeta^2)^2} \right]^{1/4} \\ (z &= x, y, \quad \zeta = \xi, \eta). \end{aligned} \quad (3)$$

При использовании двух последних выражений в (3) для w_f^z и w_s^z необходимо следовать правилу: если $z = x$, тогда $\zeta = \xi$, где $\xi = 2\sqrt{2}l/R$; если же $z = y$, тогда $\zeta = \eta$, где $\eta = \sqrt{2}l/R$.

В (3) обозначено:

a_f и a_s – модули локальных комплексных безразмерных коэффициентов связи встречных волн через обратное рассеяние излучения соответственно на плоских и сферических зеркалах;

χ_f и χ_s – углы потерь на рассеяние на этих зеркалах;

b_f – модули локальных комплексных безразмерных коэффициентов связи встречных волн через поглощение и пропускание излучения на плоских зеркалах;

b_s – модули локальных комплексных безразмерных коэффициентов связи встречных волн через поглощение излучения на сферических зеркалах;

w_f и w_s – эффективные полуширины гауссова пучка рабочей TEM_{00q} моды ЛГ в сечениях, где расположены соответственно плоские и сферические зеркала;

w_f^x , w_s^x и w_f^y , w_s^y – полуширины гауссова пучка в осевой плоскости $\{xz\}$ и сагиттальной плоскости $\{yz\}$ в указанных сечениях;

θ_f и θ_s – половины углов, под которыми видны световые пятна диаметром $2w_f$ и $2w_s$ гауссова пучка на поверхностях соответственно плоских и сферических зеркал при условии, что они наблюдаются из центров этих же зеркал с расстояния L в ситуации, когда осевой контур кольцевого резонатора ЛГ развернут в прямую линию.

В качестве примера рассмотрим ЛГ с параметрами: $l = 5$ см, $L = 20$ см, $\lambda = 0.6328$ мкм, $M_g = 496459$, $R = 3$ м, $K_{scat}^f = 20 \times 10^{-6}$, $K_{scat}^s = 40 \times 10^{-6}$, $\Gamma_{absorp}^f = \Gamma_{absorp}^s = 20 \times 10^{-6}$, $\Gamma_{transm}^f = 60 \times 10^{-6}$. Для него $\xi = 0.0471$, $\eta = 0.0236$, $w_f^x = 0.2526$ мм, $w_f^y = 0.3025$ мм, $w_f = 0.2765$ мм, $w_s^x = 0.2589$ мм, $w_s^y = 0.3062$ мм, $w_s = 0.2816$ мм, $\theta_f = 285$ дуг.с, $\theta_s = 290$ дуг.с, $a_f = 3.09 \times 10^{-6}$, $\chi_f = 922$ дуг.с, $b_f = 5.53 \times 10^{-8}$, $a_s = 4.45 \times 10^{-6}$, $\chi_s = 1305$ дуг.с, $b_s = 1.41 \times 10^{-8}$ и, наконец, $A_f = 6.91 \times 10^{-8}$, $A_s = 4.22 \times 10^{-8}$. График зависимости Ω_s [°/с] от отношения w/λ , построенный на основе формулы (1), – изображен на рис.1. Из графика видно, что полуширина Ω_s зоны синхронизации частот встречных волн рассматриваемого ЛГ является периодической функцией одинаковых противоположно направленных перемещений w сферических зеркал. Период этой функции составляет $w_{period} = (\sqrt{2}/2) \lambda$.

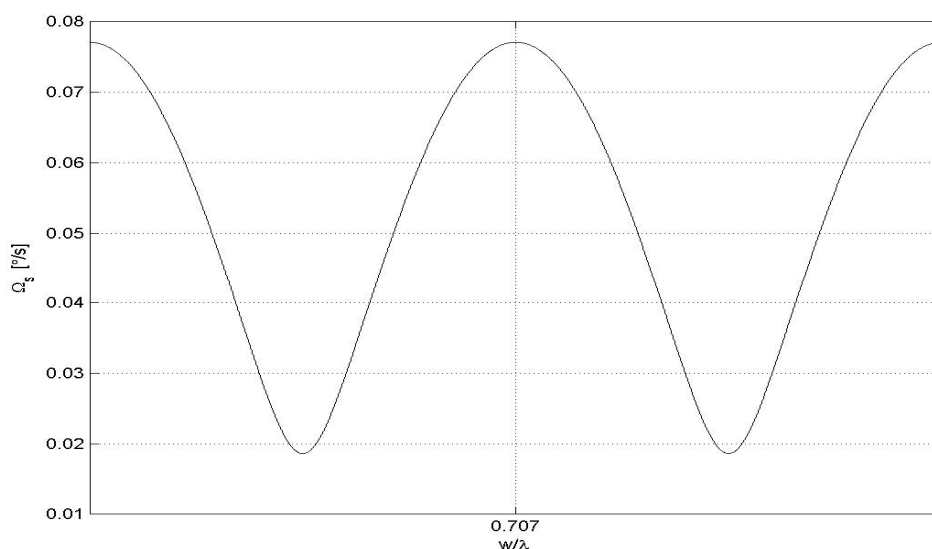


Рис. 1. Зависимость Ω_s от отношения w/λ

1. Бондаренко Е.А. Анализ девиаций метрологических параметров медленно вращающегося вибрирующего лазерного гироскопа при изменении геометрии

его резонатора // V Международная научно-техническая конференция “Гиротехнологии, навигация и управление движением”. Киев. 21–22 апреля 2005 г. – С. 189–195.

2. *Бондаренко Е.А.* Формулы для расчета параметров системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику лазерного гироскопа с неравнодобротным резонатором и слегка отстроенной частотой // VI Международная научно-техническая конференция “Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники”. Часть 1. Киев. 26–27 апреля 2007 г. – С. 134–141.

3. *Довбешко А.А., Павловский М.А., Бондаренко Е.А.* Система минимизации и стабилизации связи встречных волн лазерного гироскопа // 18 Санкт-Петербургская научно-техническая конференция, посвященная памяти Н.Н. Острякова. 1993 г.

4. *Довбешко А.А., Павловский М.А.* Анализ проблем и тенденций развития лазерной гироскопии на Украине // Гироскопия и навигация. – 1995. – № 1(8). – С. 27–33.

5. *Бондаренко Є.А., Довбешко О.О., Скрипковський Г.О., Фурса Б.Д.* Експериментальне дослідження амплітудних характеристик і зони захоплення обертового кільцевого лазера // Механіка гіроскопічних систем. Міжвідомчий науково-технічний збірник. – 1997. – Вип. 14. – С. 105–107.

6. *Астахов К.В., Батоврин В.К., Голяев Ю.Д., Дроздов М.С., Мельников А.В., Тихменев Н.В.* Исследование точностных характеристик зеэмановского лазерного гироскопа с регулировкой связи встречных волн в широком диапазоне температур // V Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 25–27 мая 1998 г. С. 194–200.

7. *Молчанов А.В., Морозов Д.А., Степанов А.Ю., Чиркин М.В.* Оценка случайной погрешности лазерного гироскопа с регулируемой траекторией луча в неидеальном кольцевом резонаторе // XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 28–30 мая 2007 г. С. 38–40.

8. *Молчанов А.В., Степанов А.Ю., Чиркин М.В.* Статистические характеристики подложек зеркал и случайная погрешность лазерного гироскопа // Авиакосмическое приборостроение. – 2008. – №3. – С. 9–16.

ДИНАМИЧЕСКИЕ УРАВНЕНИЯ ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА.
ФОРМУЛЫ ДЛЯ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ АКТИВНОЙ СРЕДЫ
И ЛИНЕЙНОЙ СВЯЗИ ВСТРЕЧНЫХ ВОЛН

Е.А. Бондаренко

Национальный технический университет Украины
“Киевский политехнический институт”, Киев, Украина

LASER GYROSCOPE DYNAMIC EQUATIONS.
FORMULAE FOR CALCULATION OF ACTIVE MEDIUM PARAMETERS AND
PARAMETERS OF OPPOSITELY DIRECTED TRAVELING WAVES LINEAR
COUPLING

Е.А. Bondarenko

National Technical University of Ukraine
‘Kiev Polytechnic Institute’, Kiev, Ukraine

ea_bndrk@ukr.net

Введение

Среди основных типов лазерных гироскопов (ЛГ), широко применяемых на практике, можно выделить прибор на основе кольцевого газового $He - Ne$ лазера ($^{20}Ne : ^{22}Ne = 1:1$) с плоским N -зеркальным резонатором правильной формы, обеспечивающим генерацию линейно поляризованного в сагиттальной плоскости излучения. В случае $N = 3$ резонатор ЛГ имеет форму равностороннего треугольника, в случае $N = 4$ – форму квадрата. Накачка лазера, работающего, как правило, на длине волны $\lambda = 0.6328$ мкм, осуществляется разрядом постоянного тока по симметричной схеме: один катод – два анода [1–3].

Согласно [3, 4] систему уравнений, описывающих динамику безразмерных интенсивностей I_j ($j = 1, 2$) и разности фаз ψ встречных волн такого ЛГ, – при условии сбалансированности токов в плечах разряда можно представить в виде

$$\begin{aligned} \dot{I}_1 &= (\alpha_1 - \beta I_1 - \theta I_2) I_1 - 2r_2 (I_1 I_2)^{1/2} \cos(\psi + \varepsilon_2), \\ \dot{I}_2 &= (\alpha_2 - \beta I_2 - \theta I_1) I_2 - 2r_1 (I_1 I_2)^{1/2} \cos(\psi - \varepsilon_1), \end{aligned} \quad (1)$$

$$\dot{\psi} = M \Omega + (\rho - \tau)(I_1 - I_2) + r_2 (I_2 / I_1)^{1/2} \sin(\psi + \varepsilon_2) + r_1 (I_1 / I_2)^{1/2} \sin(\psi - \varepsilon_1).$$

При выводе этой системы учтено, что волна с индексом $j = 1$ распространяется в направлении вращения ЛГ.

В системе (1) обозначено: α_j , β , θ , ρ , τ – коэффициенты Лэмба, характеризующие свойства активной среды; $M = (1 + K_a)M_g$ – масштабный множитель ЛГ, определяемый в первую очередь своей геометрической составляющей $M_g = 8\pi S/\lambda L$ (L – периметр осевого контура, S – охватываемая им площадь), однако учитывающий также и свойства среды посредством малого параметра K_a ; $\Omega = \Omega(t)$ – угловая скорость вращения прибора в инерциальном пространстве; r_j и ε_j – параметры линейной связи встречных волн, характеризующие их взаимодействие (преимущественно) на зеркалах.

Для разработки на основе системы (1) математических моделей и количественной оценки выходных характеристик равномерно вращающегося [5] или вибрирующего [6] ЛГ, учитывающих фактор неравнодобротности резонатора, а также влияние незначительной отстройки его собственной частоты относительно центра суммарной линии излучения (вследствие малой погрешности системы стабилизации периметра), – необходимо иметь в своем распоряжении готовые инженерные формулы для расчета всех без исключения фигурирующих в (1) параметров. Эти формулы должны обеспечивать возможность математического описания ЛГ, работающего при умеренных давлениях $He-Ne$ смеси (от 1 до 5-6 Тор), и учитывать наряду с обратным рассеянием также факторы поглощения и пропускания излучения на зеркалах резонатора прибора. Как показывает, однако, анализ литературы, – полного набора требуемых аналитических расчетных выражений на сегодняшний день, к сожалению, нет. В работе [7] была предпринята попытка восполнить этот пробел. Материалы настоящего сообщения базируются на представленных в [7] результатах и дополняют их.

Ниже приведены две группы формул.

Первая группа имеет отношение к расчету параметров $\alpha_{1(2)}$, β , θ , ρ , τ и K_a . Формулы для оценивания величин β , θ , ρ , τ , K_a сформированы на основе развития результатов работы [4], объединения полученных данных с результатами работы [8] и дополнения итоговых соотношений синтезированными автором необходимыми аналитическими аппроксимирующими выражениями для расчета мнимой и действительной частей дисперсионной функции плазмы $Z(\xi, \eta) = Z_r(\xi, \eta) + iZ_i(\xi, \eta)$, обеспечивающих для перехода 0.6328 мкм в указанном диапазоне давлений (когда $|\xi| \leq 0.5$ и $\eta \leq 0.45$) точность вычислений не хуже 0.5 процента. При апробации названных формул учитывались результаты экспериментального исследования [9] зависимости отношения θ/β лэмбовских коэффициентов от давления $He-Ne$ смеси в резонаторной полости четырехзеркального ЛГ, а также данные работы [3], описывающие для аналогичного прибора зависимость параметра K_a от уровня усиления активной среды. Отметим, что структура выражения для параметра K_a оказалась такой же, как и в работе [10]. Что

касается формул для оценивания величин $\alpha_{1(2)}$ (учитывающих наряду с усилением также и суммарные потери в резонаторе ЛГ), – то теперь они дополнены предложенными автором аналитическими соотношениями для расчета дифракционных потерь на апертурной диафрагме.

Вторая группа формул, полученная автором на основе феноменологического подхода, позволяет рассчитать значения параметров линейной связи встречных волн r_j и ε_j для рассматриваемых здесь двух типов ЛГ с трех- и четырехзеркальными равносторонними резонаторами. Формулы для оценивания величин r_j отличаются от известных [11–13] соотношений тем, что помимо интегрального коэффициента светорассеяния каждого из зеркал резонатора ЛГ учитывают также его коэффициенты потерь на поглощение и пропускание. Второй их особенностью является то, что они предсказывают качественно иную, чем в [11–13], зависимость r_j от поперечных размеров светового пятна гауссова пучка рабочей моды ЛГ. Что касается величин ε_j , то при их расчете учитывается тот же набор параметров зеркал, что и при оценивании r_j . В результате величины r_j и ε_j оказываются взаимосвязанными и поэтому их числовые значения уже нельзя (как это принято в литературе) задавать независимо друг от друга.

При апробации формул второй группы учитывались результаты экспериментального исследования [14] зависимости полуширины зоны синхронизации частот встречных волн ЛГ с трехзеркальным резонатором от радиуса кривизны сферического зеркала, входящего в его состав. Учитывались также данные работы [3], относящиеся к ЛГ с четырехзеркальным резонатором.

Следует подчеркнуть, что формулы второй группы дают оценки величин r_j и ε_j сверху, т.е. для самой неблагоприятной ситуации, когда линейная связь встречных волн проявляет себя в максимальной степени. Для того, чтобы математически смоделировать такую ситуацию, – достаточно принять, что на длине каждого плеча N -зеркального резонатора ЛГ укладывается целое число длин волн λ .

Формулы для расчета параметров активной среды

Перед тем, как записать формулы для расчета параметров α_j ($j = 1, 2$), условимся о том, что нумерация зеркал в резонаторе ЛГ, также как и задание отсчитываемой вдоль осевого контура продольной координаты любой выбранной точки на оси резонатора, – осуществляются по часовой стрелке. Кроме того примем, что в этом же направлении в резонаторе ЛГ распространяется и электромагнитная волна с индексом $j = 1$. Тогда выражения для оценивания величин α_j можно записать в виде

$$\alpha_j = (c/L)(g - \Gamma_j), \quad g = \Gamma N_{rel}, \quad \Gamma = (\Gamma_1 + \Gamma_2)/2, \quad \Gamma_j = \Gamma_{mirr} + \Gamma_j^{diffr},$$

$$\Gamma_{mirr} = \sum_{n=1}^N (K_{scat}^{(n)} + \Gamma_{absorp}^{(n)} + \Gamma_{transm}^{(n)}),$$

$$\Gamma_j^{diff} = 1 - (1/4)[\operatorname{erf}(X_j^p) + \operatorname{erf}(X_j^m)][\operatorname{erf}(Y_j^p) + \operatorname{erf}(Y_j^m)], \quad (2)$$

$$X_j^p = X_j + \delta X_j, \quad X_j^m = X_j - \delta X_j, \quad Y_j^p = Y_j + \delta Y_j, \quad Y_j^m = Y_j - \delta Y_j,$$

$$X_j = \sqrt{2} a_x / w_x(z_j), \quad \delta X_j = (\Delta_x / a_x) X_j, \quad Y_j = \sqrt{2} a_y / w_y(z_j), \quad \delta Y_j = (\Delta_y / a_y) Y_j,$$

$$z_1 = l/2 - (a_z - \Delta_z), \quad z_2 = l/2 + (a_z + \Delta_z),$$

$$w_x(z_j) = \left(\frac{2\lambda}{\pi} \right)^{1/2} \left[\frac{B_x^2(z_j)}{4 - (A_x + D_x)^2} \right]^{1/4}, \quad w_y(z_j) = \left(\frac{2\lambda}{\pi} \right)^{1/2} \left[\frac{B_y^2(z_j)}{4 - (A_y + D_y)^2} \right]^{1/4}.$$

Здесь обозначено:

α_j – параметры, характеризующие разность между линейным ненасыщенным усилением и потерями для каждой из встречных волн;

c – скорость света;

L – периметр осевого контура. Для трехзеркальных резонаторов $L = 3l$, для четырехзеркальных резонаторов $L = 4l$, где l – длина плеча;

Γ_j – резонаторные потери (по мощности) за один проход для j -ой волны;

Γ – средние потери;

g – линейное ненасыщенное усиление волн при настройке собственной частоты резонатора на центр суммарной линии излучения;

$N_{rel} = g/\Gamma$ – относительное возбуждение. Согласно [3] этот параметр для ЛГ с трехзеркальными резонаторами на практике может принимать значения от 2 до 3, а для ЛГ с четырехзеркальными резонаторами – от 2 до 10;

Γ_{mirr} – потери, обусловленные рассеянием, поглощением и пропусканием излучения на всех N зеркалах. Для каждого n -го зеркала заданы: интегральный коэффициент светорассеяния $K_{scat}^{(n)}$ в полный телесный угол 4π стерадиан; коэффициент потерь на поглощение $\Gamma_{absorp}^{(n)}$ и коэффициент полезных потерь на пропускание $\Gamma_{transm}^{(n)}$ (если зеркало не предназначено для вывода излучения, тогда $\Gamma_{transm}^{(n)} = 0$);

Γ_j^{diff} – дифракционные потери для j -ой волны, обусловленные наличием в резонаторе ЛГ апертурной диафрагмы. [Диафрагма имеет длину $2a_z$ и характеризуется своими полуширинами a_x (в осевой плоскости) и a_y (в сагиттальной плоскости). В идеально выполненном резонаторе ЛГ диафрагма номинально размещается в середине плеча в сечении, где расположена перетяжка гауссова пучка, при этом её центр совпадает с продольной осью пучка. В реальном же резонаторе ЛГ центр диафрагмы в силу разных причин

может быть смещен относительно номинального положения в продольном направлении на расстояние Δ_z , а в поперечных направлениях – на расстояния Δ_x и Δ_y . Это, в свою очередь, может послужить причиной возникновения как невязимости потерь для встречных волн, так и значительного возрастания величины средних потерь.];

$\text{erf}(x) = (2/\sqrt{\pi}) \int_0^x e^{-t^2} dt$ – функция ошибок;

$X_j^p, X_j^m, X_j, \delta X_j, Y_j^p, Y_j^m, Y_j, \delta Y_j$ – безразмерные параметры, введенные для сокращения записи;

$z_{1(2)}$ – продольная координата левого (правого) края диафрагмы;

$w_x(z_j)$ и $w_y(z_j)$ – полуширины гауссова пучка в осевой и сагиттальной плоскостях в сечениях, где расположены края диафрагмы;

$B_x(z_j)$ и $B_y(z_j)$ – B -элементы лучевых матриц обхода резонатора ЛГ для осевой и сагиттальной плоскостей, вычисленные в точках с координатами $z_{1(2)}$, а $(A_x + D_x)$ и $(A_y + D_y)$ – суммы A - и D -элементов этих матриц.

Так, для треугольного резонатора ЛГ с одним сферическим зеркалом (радиуса кривизны R) и двумя плоскими зеркалами, между которыми размещена апертурная диафрагма,

$$\begin{aligned} A_x + D_x &= -(2 - 3\xi), \quad A_y + D_y = 2 - 3\eta, \\ p &= (4/3)(\sqrt{3}/R), \quad q = \sqrt{3}/R, \quad \xi = pl, \quad \eta = ql, \\ B_x(z_j) &= -[(3 - 2\xi)l - (\xi - pz_j)z_j], \quad B_y(z_j) = (3 - 2\eta)l - (\eta - qz_j)z_j. \end{aligned} \quad (3)$$

Для квадратного резонатора ЛГ с двумя смежными сферическими зеркалами (радиуса кривизны R) и двумя плоскими зеркалами

$$\begin{aligned} A_x + D_x &= -(2 - 8\xi + 3\xi^2), \quad A_y + D_y = 2 - 8\eta + 3\eta^2, \\ p &= 2\sqrt{2}/R, \quad q = \sqrt{2}/R, \quad \xi = pl, \quad \eta = ql. \end{aligned} \quad (4)$$

Если в таком резонаторе диафрагма размещена в середине плеча между плоскими зеркалами, тогда

$$\begin{aligned} B_x(z_j) &= -[(4 - 7\xi + 2\xi^2)l - (2 - \xi)(\xi - pz_j)z_j], \\ B_y(z_j) &= (4 - 7\eta + 2\eta^2)l - (2 - \eta)(\eta - qz_j)z_j, \end{aligned} \quad (5)$$

если же она размещена в середине плеча между сферическими зеркалами, тогда

$$\begin{aligned} B_x(z_j) &= -[(4 - 3\xi)l - (2 - 3\xi)(\xi - pz_j)z_j], \\ B_y(z_j) &= (4 - 3\eta)l - (2 - 3\eta)(\eta - qz_j)z_j. \end{aligned} \quad (6)$$

Теперь обратимся к формулам для расчета параметров $\beta, \theta, \rho, \tau$ и K_a .

Их можно записать в следующем виде:

$$\beta = G S_i, \quad \theta = G C_i, \quad \rho = (1/2) G S_r, \quad \tau = (1/2) G C_r, \quad G = (c/L)(g/Z_i),$$

$$S_i = Z_i + 2\eta A + C_{\lambda_a} Z_{i(0)}^2, \quad C_i = L_\mu [Z_i - (\eta/\mu) Z_r] + C_{\lambda_a} Z_{i(0)}^2,$$

$$S_r = -x K_{S_r}, \quad C_r = -x K_{C_r}, \quad x = \Delta\omega/Ku = -2\pi[(c/L)/Ku](\Delta L/\lambda),$$

$$K_{S_r} = 2\eta W_i, \quad K_{C_r} = 4L_\mu \{A + [W_i - 2(1 - L_\mu)(Z_i - (\eta/\mu) Z_r)]/4\eta\},$$

$$K_a = (G/Ku)(A_\sigma + A_{\lambda_a} + A_\tau + A_\rho),$$

$$A_\sigma = -A, \quad A_{\lambda_a} = 2U C_{\lambda_a} A_{(0)} Z_{i(0)}, \quad A_\tau = \eta U B/\mu, \quad A_\rho = \eta U W_i,$$

$$U = \alpha/(\beta + \theta), \quad \alpha = (\alpha_1 + \alpha_2)/2,$$

$$A = 1 + \mu Z_r - \eta Z_i, \quad A_{(0)} = 1 + \mu Z_{r(0)} - \eta_{(0)} Z_{i(0)}, \quad B = \mu Z_i + \eta Z_r, \quad (7)$$

$$W_i = Z_i - 2(\mu B + \eta A),$$

$$\Delta\omega_{ab} = \omega_{ab}^{(22)} - \omega_{ab}^{(20)}, \quad \mu = \Delta\omega_{ab}/2Ku,$$

$$\gamma_{ab} = \gamma_{ab}^{(0)} + K_{ab}P, \quad \gamma_{ab}^{(0)} = (\gamma_a^{(0)} + \gamma_b^{(0)})/2, \quad \eta = \gamma_{ab}/Ku, \quad \eta_{(0)} = \gamma_{ab}^{(0)}/Ku,$$

$$L_\mu = \eta^2/(\mu^2 + \eta^2), \quad C_{\lambda_a} = 2\eta[\gamma_b^{(0)}/(\gamma_a^{(0)} + \gamma_b^{(0)})][\lambda_a/(1 - \lambda_a)],$$

$$Z_i = \pi^{1/2} \exp(\eta^2 - \mu^2)(A_Z \cos 2\mu\eta + B_Z \sin 2\mu\eta),$$

$$Z_r = -\pi^{1/2} \exp(\eta^2 - \mu^2)(B_Z \cos 2\mu\eta - A_Z \sin 2\mu\eta),$$

$$A_Z = 1 - \frac{2\eta}{\pi^{1/2}} \left[1 - \frac{1}{3} \eta^2 (1 + 2\mu^2) + \frac{1}{10} \eta^4 \left(1 + 4\mu^2 + \frac{4}{3} \mu^4 \right) \right] \exp(\mu^2),$$

$$B_Z = \frac{2\mu}{\pi^{1/2}} \left\{ 1 + \frac{1}{3} \mu^2 + \frac{1}{10} \mu^4 - \eta^2 \left[1 - \frac{1}{2} \eta^2 \left(1 + \frac{2}{3} \mu^2 \right) \right] \exp(\mu^2) \right\},$$

$$Z_{i(0)} = \pi^{1/2} \exp(-\mu^2), \quad Z_{r(0)} = -2\mu \left(1 + \frac{1}{3} \mu^2 + \frac{1}{10} \mu^4 \right) \exp(-\mu^2).$$

Здесь обозначено:

β и θ – параметры, характеризующие насыщение и взаимодействие встречных волн через активную среду;

ρ и τ – параметры, характеризующие дисперсионные свойства активной среды, проявляющиеся при отстройке собственной частоты резонатора ЛГ относительно центра линии излучения. В центре линии $\rho = \tau = 0$;

G – нормировочный множитель;

S_i , S_r и C_i , C_r – мнимые и действительные части функций [4], описывающих насыщение волн и их взаимодействие;

x – малый безразмерный параметр, который пропорционален величине отстройки $\Delta\omega$ собственной частоты резонатора ЛГ относительно центра линии и который для удобства выражен через нормированную на λ погрешность ΔL системы стабилизации периметра (поисковые сигналы системы не учитываются). В рамках данной модели на величины $\Delta\omega$ и ΔL накладываются ограничения: $|\Delta\omega|/2\pi(c/L) \leq 0.01$, $|\Delta L|/\lambda \leq 0.01$;

K_{S_r} и K_{C_r} – коэффициенты линейной зависимости параметров S_r и C_r от величины x ;

K_a – параметр, учитывающий свойства активной среды и характеризующий малую поправку к геометрическому масштабному множителю M_g [для ЛГ с трехзеркальным резонатором $M_g = 2\pi(\sqrt{3}/3)(l/\lambda)$, для ЛГ с четырехзеркальным резонатором $M_g = 2\pi(l/\lambda)$];

A_σ , A_{λ_a} , A_τ и A_ρ – составляющие величины K_a , расположенные (по аналогии с работой [10]) в порядке убывания;

U – средняя безразмерная интенсивность встречных волн, вычисленная без учета их связи через обратное рассеяние и потери излучения на зеркалах;

α – среднее значение величин α_1 и α_2 ;

A , $A_{(0)}$, B , W_i – вспомогательные параметры, введенные для сокращения записи;

$\Delta\omega_{ab}$ – изотопический сдвиг;

$\omega_{ab}^{(20)}$ и $\omega_{ab}^{(22)}$ – центры линий излучения изотопов ^{20}Ne и ^{22}Ne ;

Ku – параметр доплеровской ширины линии (принимается одинаковым для обоих изотопов);

μ – нормированный на $2Ku$ изотопический сдвиг;

$\gamma_a^{(0)}$, $\gamma_b^{(0)}$, $\gamma_{ab}^{(0)}$ – константы релаксации соответственно верхнего и нижнего лазерных состояний и лазерного перехода в приближении нулевого давления $\text{He} - \text{Ne}$ смеси;

γ_{ab} – константа релаксации лазерного перехода при заданном давлении P ;

K_{ab} – коэффициент линейной зависимости параметра γ_{ab} от давления;

η – нормированная на Ku константа релаксации лазерного перехода;

$\eta_{(0)}$ – нормированная на Ku константа релаксации лазерного перехода в приближении нулевого давления;

L_μ – значение безразмерного лоренциана $L(\xi) = \eta^2 / (\xi^2 + \eta^2)$ при $\xi = \mu$; C_{λ_a} – параметр, линейно зависящий от давления и характеризующий влияние пленения резонансного излучения;

λ_a – параметр пленения [8, 9];

Z_i , Z_r и $Z_{i(0)}$, $Z_{r(0)}$ – значения мнимых и действительных частей дисперсионной функции плазмы $Z(\xi, \eta) = Z_r(\xi, \eta) + i Z_i(\xi, \eta)$, вычисленные соответственно в точках $\{\mu, \eta\}$ и $\{\mu, 0\}$;

A_Z и B_Z – аппроксимирующие функции для вычисления Z_i и Z_r .

Формулы для расчета параметров линейной связи встречных волн

Параметры $r_{1(2)}$ и $\varepsilon_{1(2)}$ рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} r_1 = r_2 &= (c/L)(A_{mirr}^2 + B_{mirr}^2)^{1/2}, \quad \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \pi/2 - \arctg(A_{mirr}/B_{mirr}), \\ A_{mirr} &= \sum_{n=1}^N (a_n \sin \chi_n + b_n), \quad B_{mirr} = \sum_{n=1}^N a_n \cos \chi_n, \\ a_n &= (1/2)\theta_n (K_{scat}^{(n)})^{1/2}, \quad \chi_n = \arcsin[(K_{scat}^{(n)})^{1/2}], \quad b_n = (1/2)\theta_n (\Gamma_{absorp}^{(n)} + \Gamma_{transm}^{(n)}), \end{aligned} \quad (8)$$

$$\theta_n = w_n/L, \quad w_n = (w_n^x w_n^y)^{1/2}.$$

Здесь обозначено:

a_n – модуль локального комплексного безразмерного коэффициента связи встречных волн через обратное рассеяние излучения на n -ом зеркале;

χ_n – угол потерь на рассеяние на этом зеркале;

b_n – модуль локального комплексного безразмерного коэффициента связи встречных волн через поглощение и пропускание излучения на указанном зеркале;

A_{mirr} и B_{mirr} – суммы комбинаций величин a_n , χ_n , b_n ;

w_n – эффективная полуширина гауссова пучка рабочей TEM_{00q} моды ЛГ в сечении, где расположено n -ое зеркало;

w_n^x и w_n^y – полуширины гауссова пучка в осевой плоскости $\{xz\}$ и сагиттальной плоскости $\{yz\}$ в указанном сечении;

θ_n – половина угла, под которым видно световое пятно диаметром $2w_n$ гауссова пучка на поверхности n -ого зеркала при условии, что оно наблюдается из центра этого же зеркала с расстояния L в ситуации, когда осевой контур кольцевого резонатора ЛГ развернут в прямую линию.

Для треугольного резонатора ЛГ с одним сферическим зеркалом M_2 (радиуса кривизны R) и двумя плоскими зеркалами M_1 и M_3

$$\begin{aligned} w_2^z &= \left(\frac{2\lambda l}{\pi} \right)^{1/2} \left[\frac{9}{4 - (2 - 3\zeta)^2} \right]^{1/4}, \quad w_1^z = w_3^z = \left(\frac{2\lambda l}{\pi} \right)^{1/2} \left[\frac{(3 - 2\zeta)^2}{4 - (2 - 3\zeta)^2} \right]^{1/4} \\ (z = x, y, \quad \zeta = \xi, \eta). \end{aligned} \quad (9)$$

При использовании этих формул необходимо придерживаться правила: если $z = x$, тогда $\zeta = \xi$, где $\xi = (4/3)(\sqrt{3}l/R)$; если же $z = y$, тогда $\zeta = \eta$, где $\eta = \sqrt{3}l/R$.

Для квадратного резонатора ЛГ с двумя смежными сферическими зеркалами M_3, M_4 (радиуса кривизны R) и двумя плоскими зеркалами M_1, M_2

$$w_3^{\tilde{z}} = w_4^{\tilde{z}} = \left(\frac{2\lambda l}{\pi} \right)^{1/2} \left[\frac{(4-3\zeta)^2}{4-(2-8\zeta+3\zeta^2)^2} \right]^{1/4}, \quad w_1^{\tilde{z}} = w_2^{\tilde{z}} = \left(\frac{2\lambda l}{\pi} \right)^{1/2} \left[\frac{(4-7\zeta+2\zeta^2)^2}{4-(2-8\zeta+3\zeta^2)^2} \right]^{1/4}$$

(10)

($z = x, y, \zeta = \xi, \eta$).

При использовании этих формул необходимо следовать правилу: если $z = x$, тогда $\zeta = \xi$, где $\xi = 2\sqrt{2}l/R$; если же $z = y$, тогда $\zeta = \eta$, где $\eta = \sqrt{2}l/R$.

Заключение

В данном сообщении предложены аналитические выражения для расчета параметров системы уравнений (1), описывающих динамику двухизотопного ЛГ с неравнодобротным резонатором и слегка отстроенной частотой. Формулы применимы для случая, когда ЛГ работает при суммарных давлениях *He-Ne* смеси от 1 до 5-6 Тор, а его резонатор имеет форму равностороннего треугольника, либо квадрата.

1. *Chow W.W., Gea-Banacloche J., Pedrotti L.M., Sanders V.E., Schleich W., Scully M.O.*

The ring laser gyro // *Reviews of Modern Physics*. – 1985. – Vol. 57, No. 1. – P. 61–104.

2. *Wilkinson J.R.* Ring lasers // *Prog. Quant. Electr.* – 1987. – Vol. 11. – P. 1–103.

3. *Aronowitz F.* Fundamentals of the ring laser gyro // In: *Optical Gyros and their Application*. NATO RTO AGARDograph 339. – 1999. – P.3-1–3-45.

4. *Menegozzi L.N., Lamb W.E., Jr.* Theory of a Ring Laser // *Physical Review A*. – 1973. –

Vol. 8, No. 4. – P. 2103–2125.

5. *Бондаренко Е.А.* Частотная характеристика равномерно вращающегося лазерного

гироскопа с неодинаковым усилением встречных волн // *Квантовая электроника*. – 2002. – Т. 32, № 2. – С. 160–164.

6. *Бондаренко Е.А.* Полиномиальная модель частотной характеристики медленно вращающегося вибрирующего лазерного гироскопа с неодинаковым усилением встречных волн // *Квантовая электроника*. – 2004. – Т. 34, № 4. – С. 388–392.

7. Бондаренко Е.А. Формулы для расчета параметров системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику лазерного гироскопа с неравнодобротным резонатором и слегка отстроенной частотой // VI Международная научно-техническая конференция “Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники”. Часть I. Киев. 26–27 апреля 2007 г. – С. 134–141.
8. Бирман А.Я., Савушкин А.Ф. Пленение резонансного излучения и нелинейное взаимодействие волн в кольцевом лазере // Квантовая электроника. – 1978.–Т. 5, № 3.– С. 502–507.
9. Бирман А.Я., Петрухин Е.А., Савушкин А.Ф. Об одном методе нелинейной спектроскопии с использованием кольцевого лазера // Квантовая электроника. – 1979. – Т. 6, № 12. – С. 2626–2629.
10. Aronowitz F., Killpatrick J.E., Callaghan S.P. Power-Dependent Correction to the Scale Factor in the Laser Gyro // IEEE Journal of Quantum Electronics.–1974.–Vol. QE-10, No. 2.– P. 201–208.
11. Aronowitz F. The Laser Gyro // Laser Applications / Ed. by M. Ross. – New York.: Academic Press. – 1971. – P. 133–200.
12. Statz H., Dorschner T.A., Holtz M., Smith I.W. The Multioscillator Ring Laser Gyroscope // Laser Handbook / Ed. by M.I. Stieh and M. Bass. – 1985. – P. 229–332.
13. Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Дмитриев В.Г. Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии // Квантовая электроника. – 2000. – Т. 30, № 2. – С. 96–104.
14. Богданов В.В., Мынбаев Д.К. Зона захвата в кольцевом газовом лазере // Оптика и спектроскопия. – 1971. – Т. 31, № 1. – С. 101–102.

ДИНАМІКА СЕНСОРІВ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ НА ВІБРАЦІЙНИХ ГІРОСКОПАХ

В. Гавриленко, Т. Стеценко

Національний технічний університет України “КПІ”

м. Київ, Україна

DYNAMICS OF SENSOR CONTROLS OF AN ANGULAR VELOCITY ON VIBRATING GYROSCOPES

V.Havrylenko, T.Stetsenko

National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute"

Kyiv, Ukraine

gavrilenko@cisavd.ntu-kpi.kiev.ua

1. Постановка задачі

Незважаючи на велику кількість кінематичних схем практично всі вібраційні гіроскопи представляють собою двухступенні динамічні системи. В літературі проаналізовані властивості кожної кінематичної схеми окремо. Наявність в кожній кінематичній схемі двох степенів вільності, та використання однієї узагальненої координати як збуджуючої, а другої узагальненої координати як вимірюючої або вихідної дає можливість стверджувати про якісне єднання всіх кінематичних схем вібраційних гіроскопів. Формалізування такого якісного єднання всіх кінематичних схем вібраційних гіроскопів в вигляді узагальненої динамічної моделі дозволила б об'єднати властивості різних кінематичних схем вібраційних гіроскопів. Це дозволить розповсюджувати властивості окремих кінематичних схем на інші кінематичні схеми, у яких ці властивості не розглядалися або на ці властивості не зверталась увага.

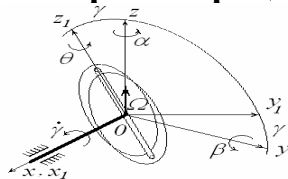
2. Мета роботи

Провести узагальнення математичних моделей руху вібраційних гіроскопів, розробити еквівалентну математичну модель, отримати динамічні характеристики по яким можна визначати характеристики датчиків при проектуванні систем навігації.

3. Викладення основного матеріалу дослідження

Основні кінематичні схеми математичні моделі вібраційних гіроскопів:

Роторний вібраційний гіроскоп

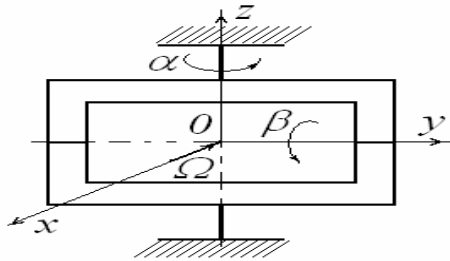


$$B\ddot{\theta} + f_{\theta}\dot{\theta} + [C_{\theta} + (A - B)\dot{\gamma}^2]\theta = A\dot{\gamma}\Omega\sin\gamma - B\dot{\gamma}\Omega\cos\gamma, \quad (1)$$

A, B – моменти інерції ротора відносно осей $x_1, y_1(z_1)$; C_{θ} – коефіцієнти жорсткості пружної осі на кручення при повороті ротора на кут θ ; f_{θ} –

коефіцієнт моменту сил опору; Ω – кутова швидкість переносного руху основи, що підлягає виміру.

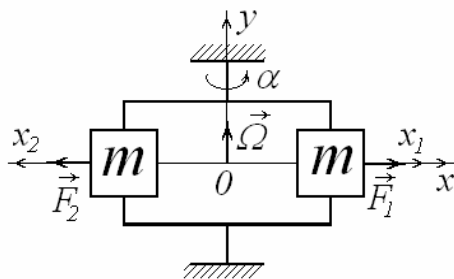
Кардановий вібраційний гіроскоп



$$\begin{aligned} B\ddot{\beta} + (B + C - A)\Omega\dot{\alpha} + f_{\beta}\dot{\beta} + c_{\beta}\beta &= M_2 = M_y, \\ (C + c)\ddot{\alpha} - (B + C - A)\Omega\dot{\beta} + f_{\alpha}\dot{\alpha} + c_{\alpha}\alpha &= M_1 = M_z, \end{aligned} \quad (2)$$

A, B, C – моменти інерції маси відносно осей x, y, z ; C – момент інерції карданової рамки відносно осі z ; інші позначення аналогічні (1); c_{α}, c_{β} – коефіцієнти жорсткості пружної осі на кручення при повороті ротора на кути α, β .

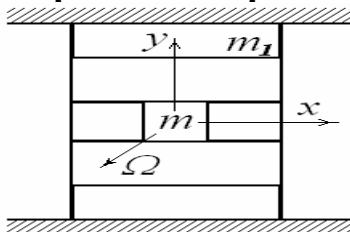
Камертонний вібраційний гіроскоп



$$\begin{aligned} m\ddot{x} + f\dot{x} + c_x x &= 2F, \\ I_y\ddot{\alpha} + f_{\alpha}\dot{\alpha} + c_{\alpha}\alpha &= -2m\Omega\dot{x}, \end{aligned} \quad (3) \quad (4)$$

I_y – момент інерції системи при $y_1 = y_2 = 0$; c_x – коефіцієнт жорсткості пружних елементів на прогин у напрямку осі x .

Вібраційний гіроскоп з поступальним рухом чутливого елемента



$$\begin{aligned} (m + m_1)\ddot{x} - 2m\Omega\dot{y} + f_x\dot{x} + c_x x &= F_x, \\ m\ddot{y} + 2m\Omega\dot{x} + f_y\dot{y} + c_y y &= F_y. \end{aligned} \quad (5)$$

c_y і c_x – жорсткості пружних елементів на прогин

Всі представлені основні кінематичні схеми представляють собою системи з двома степенями вільності. При цьому по одній із координат задають власний рух, а по руху системи по другій координаті оцінюють вимірювану переносну кутову швидкість. Власний рух чутливого елемента являється вимушеними.

В кардановому гіроскопі й гіроскопі з поступальним рухом чутливого елемента по одній з координат $(\alpha_x, \beta_y), (x, y)$ збуджують вимушені коливання.

Порівняємо властивості системи при завданні вимушених коливань по першій або другій координаті α, β (рис.2), x, y (рис.4).

Задамо гармонічні збурення

$$F_1 = a_1 \sin \lambda t, F_2 = a_2 \sin \lambda t.$$

Розв'язок системи рівнянь (6) в операторному вигляді для вимушених коливань

$$x(p) = \frac{p^2 + 2n_y p + k_2^2}{\Delta_1 \Delta_2} F_1(p) + \frac{2\Omega p}{\Delta_1 \Delta_2} F_2(p), y(p) = -\frac{2\Omega p}{\Delta_1 \Delta_2} F_1 + \frac{p^2 + 2n_x p + k_1^2}{\Delta_1 \Delta_2} F_2, \quad (7)$$

$$\Delta_1 = p^2 + 2n_1 p + \omega_1^2, \Delta_2 = p^2 + 2n_2 p + \omega_2^2, n_1 \approx n_x, n_2 \approx n_y$$

показує, що збурення вимушених коливань (заданий рух) і вимірювання вихідної координати (рух, що спостерігається) повинно відбуватися по взаємно перпендикулярних осях. Тоді рух системи по вихідній координаті не буде суттєво впливати на збурення власного руху.

Будемо вважати в подальшому $F_2 = 0$. Тоді вимушений рух системи буде

$$x(t) = a_x \sin(\lambda t - \alpha_1 - \alpha_2 + \alpha_y), y(t) = -a_y \cos(\lambda t - \alpha_1 - \alpha_2); \quad (8)$$

$$a_x = \frac{\sqrt{(k_2^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 k_2^2 \lambda^2}}{\sqrt{(\omega_2^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_2^2 \lambda^2}} \cdot \frac{a_1}{\sqrt{(\omega_1^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_1^2 \lambda^2}} \approx \frac{a_1}{\sqrt{(\omega_1^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_1^2 \lambda^2}} \approx a_{xn},$$

$$a_y = \frac{2\Omega \lambda}{\sqrt{(\omega_1^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_1^2 \lambda^2}} \cdot \frac{a_1}{\sqrt{(\omega_2^2 - \lambda^2)^2 + 4\zeta^2 \omega_2^2 \lambda^2}},$$

$$\operatorname{tg} \alpha_i = \frac{2\zeta \omega_i \lambda}{\omega_i^2 - \lambda^2}; \operatorname{tg} \alpha_y = \frac{2\zeta k_2 \lambda}{k_2^2 - \lambda^2}; \zeta = \frac{n_1}{\omega_1} = \frac{n_2}{\omega_2} = \frac{n_y}{k_2}.$$

Для збільшення чутливості системи до вимірюваної кутової швидкості Ω потрібно збільшити амплітуду спостережуваних коливань a_y , що можливо при резонансному режимі на частоті $\lambda = \omega_1$ або $\lambda = \omega_2$. При цьому знайдемо

$$\frac{a_y(\lambda = \omega_1 \approx k_1)}{a_y(\lambda = \omega_2 \approx k_2)} = \frac{\omega_2}{\omega_1},$$

звідки випливає, що збурення заданих коливань з частотою λ доцільно здійснювати на нижчій із власних частот ($\lambda \approx \omega_1 \approx k_1$). Із (8) також слідує, що в динаміці системи по збурюваній координаті (x) можна не враховувати впливу на неї руху по другій координаті y . Тоді диференціальне рівняння заданого руху чутливого елемента для гіроскопів (2), (3) і (4) буде

$$\ddot{x} + 2n_x \dot{x} + k_1^2 x = F_1 = a_1 \sin \lambda t, \quad (9)$$

частинне рішення якого (вимушені коливання) має вигляд

$$x = a_{xn} \sin(\lambda t - \alpha_x) = -a_{xn} \cos \lambda t, (\lambda \approx \omega_1 \approx k_1, \alpha_x \approx \frac{\pi}{2})$$

$$a_{xn} = \frac{a_1}{2\zeta k_1 \lambda}.$$

Із нижче сказаного робимо висновок, що рух системи по вихідній координаті, для всіх основних кінематичних схем, може бути записаним може бути записаним одним диференціальним рівнянням у якого задаваємий рух відображений як відомий. Вважаючи, що в більш загальному випадку основа робить гармонічні коливання

$$\Omega = \Omega_0 \cos \nu t \quad (10)$$

математичну модель (8) руху гіроскопа по вихідній координаті покажемо диференціальним рівнянням

$$\ddot{y} + 2n_y \dot{y} + k_2^2 y = -\Omega_0 a_v [\sin(\nu + \lambda)t - \sin(\nu - \lambda)t], \quad (11)$$

$$a_v = \frac{1}{2} a_{xn} \lambda m_c = \frac{a_1 m_c}{4\zeta k_1}.$$

Таким же рівнянням описується рух камертонного гіроскопа (3), для якого $\alpha = y$, $m_c = \frac{2m}{I_y}$.

Перетворивши праву частину рівняння (11), запишемо його для $\dot{\gamma} = \text{const}$ у вигляді

$$\ddot{y} + 2n_y \dot{y} + k_2^2 y = \Omega_0 [a_{v+} \sin(\nu + \lambda)t - a_{v-} \sin(\nu - \lambda)t], \quad (12)$$

$$a_{v\pm} = \frac{a\lambda \pm \nu}{2}; a = \frac{A}{B}; k_2^2 = \frac{C_\theta + (A - B)\lambda^2}{B}; \theta = y; \lambda = \dot{\gamma} \approx k_1.$$

Рівняння (12) з точністю до знака правої частини (збурення) включає в себе рівняння (11) (при $a_{v+} = a_{v-} = a_v$).

Дослідимо частотні властивості гіроскопа, скориставшись узагальненою математичною моделлю (12). Розв'язок рівняння (12), що відповідає вимушеним коливанням, запишемо у вигляді

$$y = -b_1 \sin[(\nu + \lambda)t - \alpha_+] + b_2 \sin[(\nu - \lambda)t - \alpha_-], \quad (13)$$

де

$$b_1 = \frac{\Omega_0 a_{v+}}{\Delta_+}; b_2 = \frac{\Omega_0 a_{v-}}{\Delta_-}; \text{tg} \alpha_+ = \frac{2\zeta k_2 (\nu + \lambda)}{k^2 - (\nu + \lambda)^2}; \text{tg} \alpha_- = \frac{2\zeta k_2 (\nu - \lambda)}{k^2 - (\nu - \lambda)^2};$$

$$\Delta_{\pm} = \sqrt{[k_2^2 - (\nu \pm \lambda)^2]^2 + 4\zeta^2 k_2^2 (\nu \pm \lambda)^2}.$$

Тоді вираз (13) для вимушених коливань матиме вигляд

$$y = b_+ \cos(\nu t - \alpha) \cos \lambda t - b_- \sin(\nu t - \alpha) \sin \lambda t, \quad (14)$$

$$b_+ = b_1 + b_2, b_- = b_1 - b_2.$$

Діапазон частот коливань основи $\nu = \{0, k_2 - k_1\}$ відповідає полосі пропускання гіроскопа з найменшими змінами амплітуди вихідних (що спостерігаються) коливань $b_1 + b_2$.

Перетворивши вираз (14), помноживши його на опорний сигнал $\cos \lambda t$, з урахуванням співвідношення $b_1 - b_2 \ll b_1 + b_2$, одержимо оцінку вихідного сигналу гіроскопа:

$$\bar{y} = \frac{1}{2}(b_1 + b_2) \cos(\nu t - \alpha) = b \cos(\nu t - \alpha), \quad (15)$$

яка містить інформацію про кутові швидкості основи (10). Характер зміни амплітуди спостережуваних коливань (17) як функції частоти вимірюваної кутової швидкості (10) можна оцінити, розклавши її в ряд Маклорена.

Динамічна помилка системи $\Delta b = b - b_{10} = b_{12} \nu^2$ характеризує відхилення коефіцієнта передачі від його статичного значення b_{10} при вимірюванні. Динамічну помилку вимірювання кутової швидкості основи можна апроксимувати квадратичною функцією його коливань.

Диференційне рівняння (12) показує узагальнену математичну модель вібраційних гіроскопів наведених схем. Особливістю отриманої динамічної моделі (11) та (12) вібраційного гіроскопа є те, що при наявності перемінної кутової швидкості, яка змінюється за гармонійним законом, в ній присутнє двох частотне збурення. Частоти цього збурення рівняються сумі та різниці частоти зміни переносної кутової швидкості та частоти збурення власних резонансних коливань або частоти обертання ротора. Така структура диференційного рівняння руху гіроскопу потребує спеціальної методики аналізу його динамічних властивостей. В роботі побудовані амплітудно-частотні характеристики для кожного із двох частотного збурення побудовані результуючі частотні характеристики. Це дозволило вичленити корисну складову вихідного сигналу, яка включає функцію переносної кутової швидкості та квадратурну складову значно меншої амплітуди ніж корисний сигнал. Таким чином удалось побудувати компактне рішення рівнянь (11) та (12), для одно частотного збурення. Не трудно бачити із рівняння (12), що це рішення відповідає властивостям коливальної системи з одним степенем вільності.

Висновки

Вібраційні гіроскопи різних кінематичних схем можуть описуватися узагальненою математичною моделлю, яка відображає всі їхні істотні динамічні властивості. Запропонована математична модель дозволить дослідити амплітудні та фазові частотні характеристики та вибрати параметри системи.

Бібліографічний список

1. Коновалов С.Ф., Кулешов А.В., Носов Н.А., Подчезерцев В.П., Фатеев В.В., Фролов Е.Н., Квон К.Б., Нам С.В. Вибрационные датчики угловой скорости. 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам

- 26-28, 2003.с.261-271.
2. Павловский М.А. Теория гироскопов. // К. Вища школа. 1986. 302 с.
 3. Збруцький О. В., Гавриленко В.В., Стеценко Т.В. Динамічні характеристики механічних вібраційних гіроскопів як сенсорів навігаційних систем // Наукові вісті НТУУ КПІ 2006.№6, с.103-109.
 4. Гавриленко В.В., Бондаренко Н.В. Динамика роторного вібраційного гіроскопа// Вісник Черкаського державного технологічного університету. Спецвипуск 2007, с.71-73.

МОДЕЛЬ ПОХИБОК ВИМІРЮВАЛЬНОГО ПЕРЕТВОРЮВАЧА ТИСКУ З ПНЕВМОМЕХАНІЧНИМ РЕЗОНАТОРОМ

Бондаренко О.М., Дзіх О.П.
Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”,
м. Київ, Україна

THE ERRORS MODELS OF PRESSURE TRANSDUCERS WITH PNEUMOMECHANICAL RESONATOR

Bondarenko O.M., Dzih O.P.
National Technical University of Ukraine “Kiev Polytechnic Institute”,
Kiev, Ukraine

Вступ. Вимірювальні перетворювачі тиску з пневмомеханічним резонатором є новим перспективним типом вимірювачів, який завдяки використанню сучасних технологій може мати високу чутливість до тиску повітря, стабільність характеристик та невисоку вартість.

Розробки приладів такого типу проводяться в Росії, США, Японії. Однак оцінки можливостей по вимірюванню тиску приладами такого типу повною мірою не проводились.

Принцип дії і функціональна схема. Принцип дії вимірювача засновано на появі приєднаної жорсткості $c_{пр}$ газу або відчутного демпфірування, залежних від вимірюваного тиску P при задоволенні певних умов – співвідношень геометричних і фізичних параметрів L , Δ , δ_0 , f_0 , – які суттєво впливають на частоту автоколивальної пневмомеханічної системи, схему якої представлено на рис.1.

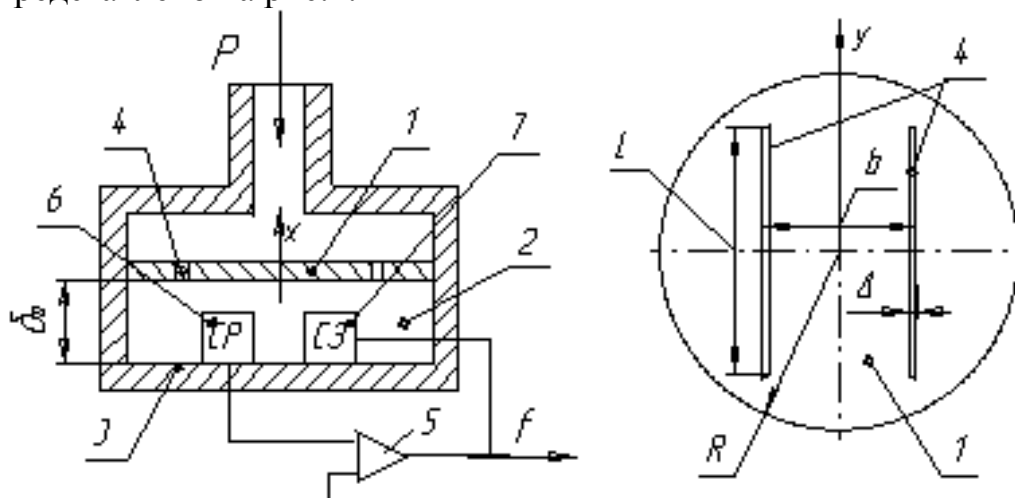


Рис.4.1. Функціональна схема пневмомеханічного вимірювача тиску

1- резонуючий елемент, 2 – пневмокамера, 3 – екран, 4 – пневмомо-
опори перетіканню газу, 5 - широкосмуговий підсилювач, 6 - система
реєстрації, 7 - система збурення коливань.

Вихідним сигналом таких приладів є частота, близька до власної частоти коливань пневмомеханічного резонатора f .

$$f = f_0 \sqrt{1 + \frac{c_{\text{пр}}}{(2\pi f_0)^2 m_{\text{ре}}}}, \quad (1)$$

де f_0 власна частота коливань та $m_{\text{ре}}$ маса резонатора без впливу газу.

У діапазоні статичного тиску атмосфери $P_{\text{ст}}=1000\text{мм.рт.ст.}\approx 1,3\text{Атм}$ девіації частоти складають декілька сотень герц і можуть перевищувати власну частоту коливань резонуючого елементу у вакуумі f_0 . Чутливість приладу до вимірюваної величини змінюється від 0,01 Гц/Па до 0,2 Гц/Па, величини допустимих зазорів чи прорізів для опору перетіканню газу лежать в діапазоні 20-100 мкм. При зменшенні геометричних параметрів L пневмомеханічного резонатора до мікронних ефект приєднаної жорсткості та відчутного газового демпфірування стає неминучим, оскільки при цьому менше часу залишається на зміну напрямків газообміну із-за пропорційного збільшення власної частоти коливань механічної системи і виконуються умови:

$$k_{\delta} \frac{w_m (2\pi f_0)^2 b \delta_0}{c_{\text{зв}}^2} \geq \Delta^2, \quad (2)$$

де w - амплітуда коливань РЕ, $c_{\text{зв}}$ - швидкість звуку у повітрі.

Переваги та недоліки. Зазвичай вимірювання тиску приладами такого типу проводиться безпосередньо без первинного перетворювального елементу, що надає конструкції відповідних переваг, пов'язаних зі стійкістю до невимірюваних механічних (віброударних) навантажень, та недоліків, які пов'язані із забезпеченням чистоти повітря, тиск якого вимірюється, нестабільністю газу, яка може не дати приладу досягти необхідних метрологічних характеристик.

Для виявлення перспектив побудови приладу з пневмомеханічним резонатором необхідно проаналізувати найбільш суттєві похибки вимірювального перетворювача тиску: температурної зміни пружності, температурних напружень, нестабільності газових констант, впливу пилу, довгострокової нестабільності і старіння, короблення матеріалу чутливого елементу, динамічних навантажень, динамічного зв'язку з основою, неточності виготовлення, а також оцінити технологічність виготовлення та критичні розміри чутливого елементу, можливості збурення та реєстрації його коливань, динамічного настроювання. Величини похибок визначаються із умови малості змін впливаючих параметрів.

Температурна нестабільність. Температурна зміна $\alpha\Delta TE$ модуля пружності E впливатиме на власну частоту коливань резонуючого елемента в вакуумі наступним чином:

$$f_0 + \Delta f_{0T} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{C_0(1 + \alpha\Delta T)}{m_0}} \approx f_0 \left(1 + \frac{\alpha\Delta T}{2}\right).$$

Величина Δf_{0T} складе не менше $\delta_{0T} = 1\%$ власної частоти резонатора в авіаційному діапазоні температур $\pm 55^\circ\text{C}$. Слід також враховувати те, що тонкий резонуючий елемент внаслідок безпосереднього контакту з робочим середовищем майже відразу набуває його температури - з постійною часу в частки секунди

$$\tau = \frac{mc_T}{\xi S_{pe}} \approx \frac{hc_T}{\xi} \sim 0,01\text{с},$$

де m маса та h товщина резонуючого елемента, S_{pe} площа його поверхні, ξ коефіцієнт тепловіддачі та c_T питома теплоємність матеріалу. Це вимагає такої ж швидкодії від вимірювачів температури та відповідного місця їх розташування у вимірюваному середовищі для проведення своєчасної термокомпенсації показів тиску.

Внаслідок такого швидкого набуття резонуючим елементом температури вимірюваного середовища, набагато швидшого ніж прогрівання інших деталей приладу, резонуючий елемент деякий час матиме суттєві термонапруження, які визначатимуться відносним тепловим розширенням його матеріалу $\varepsilon_T = \alpha_L \Delta T$:

$$\sigma_T = \varepsilon_T E = \alpha_L \Delta TE \sim 10^6 \dots 10^7 \text{Па}.$$

Це веде до майже миттєвої зміни частоти (до сотень герц) від температурного градієнту, та втрати стійкості. Якщо врахувати температурні напруження як мембранні в пластинці, отримаємо приріст власної частоти резонатора:

$$\Delta f_{\sigma T} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{2\pi E h^2}{l^4 k_m \rho} + \frac{2\alpha_L \Delta TE}{l^2 k_m \rho}} - f_0,$$

що може скласти до $\delta_{\sigma T} = 30\%$ власної частоти коливань резонатора. В цей вираз додатково входять ρ - щільність матеріалу резонатора та k_m - коефіцієнт його еквівалентної маси.

Єдиною газовою константою, яка входить до виразу власної частоти коливань пневмомеханічного резонатора

$$f = f_0 \sqrt{1 + \frac{\gamma(k_V k_S)^2 P_s}{(2\pi f_0)^2 k_m \rho h \delta_0}}$$

є коефіцієнт Пуассона γ (відношення теплоємності газу при постійному тиску до його теплоємності при постійній температурі), який внаслідок температурної нестабільності змінюється від 1,39 до 1,41 в усьому діапазоні існуючих температур; k_V і k_S – сталі коефіцієнти витисненого об'єму та ефективної площі резонуючого елементу. Ця нестабільність є мультиплікативною, оскільки впливатиме на вихідний сигнал лише в добутку з вимірюваним тиском P_s , її величина δf_γ досягатиме 1 % і матиме повторюваність згідно із табличними відомостями.

Розглянуті похибки піддаються термокомпенсації у вихідному сигналі по показам дровового термодатчика з необхідною похибкою - щонайменше на порядок, розташованого безпосередньо у вимірюваному середовищі, оскільки вони прогнозовані.

Динамічна нестабільність. До динамічних навантажень можна віднести вплив прискорення резонатора, напрям якого перпендикулярний до його поверхні. Внаслідок дії інерційної сили резонатор прогинається. Величина цього прогину z_W та відносна мультиплікативна похибка δf_W при русі з прискоренням $W = \pm 5g$ складуть відповідно

$$z_W = \frac{k_m m_0 W}{c_0} \sim 1 \text{ мкм та } \delta f_W = \frac{z_W}{2\delta_0} 100\% \sim 1\%,$$

Такий прогин не змінює жорсткості резонуючого елементу c_0 (значно менший від товщини h), тому не несе адитивної похибки (похибки частоти f_0), однак змінює зазор під ним δ_0 і приєднану жорсткість $c_{пр}$ газу.

Компенсація даної похибки у вихідному сигналі вимірювача тиску можлива лише по показам штатного бортового акселерометра відповідної точності, з похибкою не більшою за δf_W .

Амплітуда віброприскорення a_D основи вимірювача, якої він набуває від динамічного зв'язку з коливаннями резонуючого елементу амплітудою w декілька мікрон і частотою f_0 кілогерц, становить

$$a_D = \frac{m_0 w (2\pi f_0)^2}{m_B} \sim 0,1 \dots 0,5 \text{ м/с}^2$$

при вазі вимірювача m_B в сотні разів більшій за вагу резонуючого елементу.

Внаслідок цього добротність коливань резонатора зменшується до рівня 100, а також в залежності від умов кріплення власна частота коливань f_0 резонуючого елементу в вакуумі може змінюватись на $\delta f_D \sim 0,5$ %. Для зменшення впливу динамічного зв'язку прилад необхідно жорстко

встановлювати на масивній деталі, або опрацювати питання організації динамічно збалансованих коливань резонуючого елемента по другій формі коливань. Можна одночасно збудувати декілька видів коливань з метою вимірювання та алгоритмічної компенсації основних детермінованих похибок приладу.

Щоб розкачати коливання резонуючого елемента з амплітудою w до одного мікрона, необхідно прикласти зусилля F_z за допомогою електростатичної системи збудження та створити ємність C для ємнісної системи реєстрації коливань, що лежать на межі можливостей для таких систем:

$$F_z = c_0 w = \frac{\varepsilon_0 l b}{\delta_0^2} U_c U_w \sim 10^{-3} \text{ Н}, \quad C = \frac{\varepsilon_0 l b}{\delta_0} \sim 10 \text{ пФ},$$

де $\delta_0 \sim 30$ мкм - зазори систем, $U_c \sim 100$ В - напруга зміщення, $c_0 \sim 10^3$ Н/м – жорсткість резонуючого елемента до його прогину. Нестабільність напруги зміщення вестиме до нестабільності постійної складової електростатичної сили збудження коливань, виникнення нестабільності повітряного зазору резонатора, а значить і нестабільності перетворення δf_c вимірюваного тиску у вихідну частоту. При нестабільності напруги в 1% зміна зазору може скласти 0,03 мкм, відповідна мультиплікативна похибка вимірювання 0,1%, що значно менше за попередні похибки.

Висновок. Таким чином, можна скласти модель мультиплікативних δ_μ та адитивних δ_α похибок вимірювального перетворювача з пневмомеханічним резонатором:

$$\delta_\mu = \delta f_\gamma + \delta f_W + \delta f_C, \quad \delta_\alpha = \delta_{0T} + \delta_{\sigma T} + \delta f_D$$

В усталеному режимі ці похибки становитимуть 1...3% , та піддаються компенсації до 0,1...0,3%. При порівнянні пневмомеханічного приладу по одержаним показникам із сучасними вимірювальними перетворювачами тиску, зокрема, із резонуючим циліндром, матимемо перевагу першого по технологічності, по можливостях мініатюризації конструкції, при схожих похибках 0,1%, нульовій частоті коливань біля 1кГц, дев'яти частоти 400 Гц.

УДК

РОБАСТНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ МНОГОМЕРНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ ОСНОВАННАЯ НА КОНЦЕПЦИИ СТРУКТУРИРОВАННОГО СИНГУЛЯРНОГО ЧИСЛА μ

Туник А.А., Мельник К.В.

Национальный авиационный университет, г. Киев, Украина

ROBUST OPTIMIZATION FLIGHT MULTIVARIABLE CONTROL SYSTEM BASED ON THE CONCEPT STRUCTURED SINGULAR VALUE μ

В настоящее время актуальной остается задача робастного управления летательными аппаратами (ЛА). В мировой практике синтез систем автоматического управления ЛА на основе робастной теории, получил широкое, если не сказать больше – превалирующее распространение, благодаря их отличительной особенности, которая состоит в единообразной процедуре проектирования и возможности получить пространный спектр эффективных алгоритмов робастного управления без изменения требований к объекту [1]. Принятие же априори некоторой неизменяемой математической модели ЛА не соответствует действительному положению вещей. В большинстве случаев это связано с неточно полученной математической моделью объекта управления (например, продувка ЛА в аэродинамической трубе), либо недостатком априорной информации о объекте управления (к примеру, огрехи в задачах идентификации объекта), в других с таким фактом, как изменение самого объекта управления под воздействием внешних или внутренних неконтролируемых случайных факторов в процессе эксплуатации самой системы «ЛА-автопилот». В результате всего этого и возникает необходимость решения задачи управления в условиях неопределённости, стохастических возмущений для принятия надлежащего решения об управляющих воздействиях.

В данном докладе представлен один из современных подходов синтеза субоптимального регулятора, базовой идеологией которого является понятие о структурированном сингулярном числе (ССЧ) μ [2]. На примере многомерной системы управления полётом рассмотрен метод структурного синтеза робастных систем управления, в котором как структура, так и параметры системы определяются в процессе синтеза робастной системы одновременно, исходя из следующего критериального неравенства [2; 4]:

$\|T\|_{\infty} \leq \gamma$, где $\|T\|_{\infty}$ – H_{∞} -норма функции комплементарной чувствительности замкнутой системы, которая как известно [2], является мерой робастности замкнутой системы. Процедура синтеза связана с минимизацией H_{∞} -нормы. Для этого одновременно решаются два алгебраических уравнения Риккати, с последующей процедурой DK-итераций. На практике оптимизационный метод был реализован с помощью программной среды Matlab с использованием оператора «dkit.m», «hinfsyn.m». Иначе говоря, цель синтеза – определение как структуры, так и параметров системы, исходя только из требований робастности. Такие задачи решают с помощью методов μ -синтеза [2; 4], которые имеют мощную программную поддержку в виде пакета μ -Toolbox в среде Matlab. Отметим, что методы основанные на понятии ССЧ μ на теперь – основные методы проектирования робастных систем управления полетом в США и странах Западной Европы [1; 4].

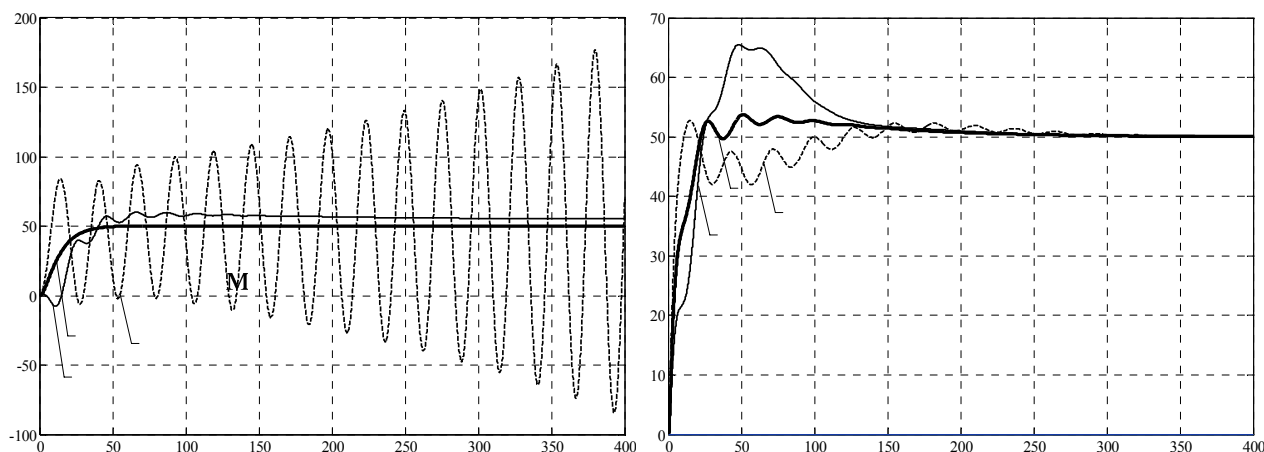
Применена процедура цикла синтеза робастной многомерной системы управления полётом, сообразно к задаче совместного управления высотой и

скоростью самолёта «Beaver» [3] в условиях ветровых возмущений (моделируемых фильтром Драйдена), шумов измерений, наличии аэродинамической неопределённости.

В обобщённую модель объекта, используемую в процедуре μ -синтеза, входят как весовые фильтры (которые улучшили динамические свойства замкнутой системы управления), так и матрицы масштабирующих передаточных функций. Это приводит к увеличению размерности математической модели системы и к увеличению размерности матрицы синтезированного регулятора. В связи с этим возникает задача понижения размерности регулятора. В качестве эффективного способа ее решения – осуществлена оптимальная аппроксимация с помощью ганкелевой нормы [2].

В результате синтезируется квазиоптимальный регулятор системы стабилизации одновременно как высоты, так и истинной воздушной скорости самолёта, доставляющий минимум ССЧ μ , при котором обеспечивается как робастное качество, так и робастная устойчивость системы. Такой подход обуславливает интересное сочетание задач управления и фильтрации, возможность увязать требуемую ширину полосы пропускания, представление нужных частотных свойств замкнутого контура всей системы управления (loop shaping [4]).

В докладе приводятся результаты моделирования динамики управляемого продольного движения для линейной модели ЛА «Beaver» (так называемой, benchmark model). На рисунке а) и б) представлено графики стабилизации высоты самолёта, с целью сравнения качества переходных процессов H_∞ и μ -регулятора соответственно (для модели со скоростью $V = 51 \text{ м/с}$ (линия 1), «номинальной» (линия 2) и модели со скоростью $V = 39 \text{ м/с}$ (линия 3)). Видно, что применение робастной оптимизации основанной на концепции ССЧ μ позволяет получить стабилизирующий регулятор, в то время как процедура H_∞ -синтеза не приводит к требуемой робастности управления высотой полёта. Показано, что результат решения данной задачи управления многомерной системы с помощью технологии μ -синтеза позволяет получить автопилот который по качеству выполнения функций управления может успешно конкурировать с другими системами подобного рода.



Содержание доклада иллюстрирует одно из очень важных положений современной теории управления: качественно решать задачи стабилизации стационарных состояний, можно как без наличия априори точного математического описания объекта, так и информации о стохастических возмущениях которые действуют на объект.

Библиографический список

1. Magni J-F., Bernini S., Tjrlouw J. *Robust Flight Control Systems. A Design Challenge.* (Eds). Springer, London, 1997. 649 p.
2. Zhou K., Doyle J.C. *Essentials of Robust Control.* Prentice Hall, May 1999. – 411 p.
3. Rauw M.O. *A SIMULINK environment for Flight Dynamics and Control analysis – Application to the DHC 2 Beaver* (2 parts), Delft, The Netherlands, 1993. – 278 p.
4. Skogestad S, Postlethwaite I. *Multivariable Feedback Control. Analysis and Design.* John Wiley & Sons, New York, 1997. – 559 p.

ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ

А. К. Снигур

Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова г.
Николаев, Украина

INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM FOR GUIDED MISSILE POINTING

Snigur A. K.

National Shipbuilding University, Admiral Makarov

Nikolaev, Ukraine

Larisa_alex@ukr.net

Вступление. В настоящее время на вооружении современных армий высокоразвитых стран все большую часть занимает высокоточное оружие (ВТО), называемое в некоторых литературных источниках оружием шестого поколения. ВТО - способно поражать цель в пределах досягаемости первым выстрелом с вероятностью не менее 0,5 [1].

Ядром системы наведения и управления такого оружия являются: бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), которые на сигнальном и конструктивном уровнях могут интегрироваться с радионавигационными системами (РНС), корреляционно-экстремальными системами (КЭС), а также системами спутниковой навигации (СНС). Существуют управляемые снаряды, использующие в качестве систем наведения лазерные и радиолокационные системы наведения [2]. Но такой способ наведения подавляется помехами и является неустойчивым к условиям плохой погоды или задымленности. КЭС не могут быть применены в условиях недостатка информации о окружающем информационном поле, чаще всего они применяются для коррекции ИНС и имеют сравнительно низкую точность (30-150м) [3]. Сигналы от РНС, а также СНС в боевых условиях могут быть подавлены противником. Система навигации и управления для ракеты Pluton (Франция) основывается на использовании высокоточной БИНС на прецизионных маятниковых акселерометрах и оптоволоконных гироскопах, точность такой системы достигает 150 м, при дальности стрельбы до 120 км. Система наведения крылатой ракеты Tomahawk (США) использует комплексирование 4-х методов навигации/наведения и имеет точность до 7-15 м.

Такие системы вследствие дороговизны и массогабаритных характеристик не могут быть установлены на управляемые авиационные бомбы или артиллерийские снаряды с максимальной дальностью стрельбы до 60 км и калибром до 155 мм.

Постановка проблемы. При проектировании БИНС, и в частности специального назначения, важной задачей является оптимальный подбор чувствительных элементов (ЧЭ), а также использование специальных алгоритмов сигнального вида интеграции для улучшения точностных и массогабаритных характеристик систем.

Цель. Целью работы является улучшение точностных характеристик БИНС на недорогих микромеханических датчиках за счет правильного выбора ЧЭ, а также разработка стратегии интеграции с другими источниками навигационной информации с целью уменьшения погрешностей.

Решение проблемы. Для выбора датчиков первичной информации (акселерометров и ДУС) воспользуемся математической моделью погрешностей БИНС [4]. Определение параметров ориентации можно производить с помощью уравнений Пуассона в кватернионной форме $\dot{H} = \frac{1}{2}\Omega H$ [6].

$$\dot{H}_{\Delta} = \frac{1}{2}(\Omega + \Delta\Omega)(H + \Delta H) = \frac{1}{2}\Omega H + \frac{1}{2}\Omega\Delta H + \frac{1}{2}\Delta\Omega H + \frac{1}{2}\Delta\Omega\Delta H.$$

$$\text{где } \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_x - \omega_E) & -(\omega_y - \omega_N) & -(\omega_z - \omega_h) \\ (\omega_x - \omega_E) & 0 & \omega_z + \omega_h & -(\omega_y + \omega_N) \\ (\omega_y - \omega_N) & -(\omega_z - \omega_h) & 0 & \omega_x + \omega_E \\ (\omega_z - \omega_h) & \omega_y + \omega_N & -(\omega_x + \omega_E) & 0 \end{bmatrix},$$

$$\omega_E = \frac{-V_N}{R_{\varphi}}, \quad \omega_N = \Omega_3 \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\lambda}}, \quad \omega_h = \Omega_3 \sin \varphi + \frac{V_E}{R_{\lambda}} \operatorname{tg} \varphi$$

Тогда матрица погрешностей кватернионов будет иметь вид:

$$\Delta \dot{H} = \dot{H}_{\Delta} - \dot{H} = \frac{1}{2}\Omega H + \frac{1}{2}\Omega\Delta H + \frac{1}{2}\Delta\Omega H + \frac{1}{2}\Delta\Omega\Delta H - \frac{1}{2}\Omega H = \frac{1}{2}\Omega\Delta H + \frac{1}{2}\Delta\Omega H + \frac{1}{2}\Delta\Omega\Delta H \approx \frac{1}{2}\Omega\Delta H + \frac{1}{2}\Delta\Omega H$$

$$\Delta\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta\omega_x & -\Delta\omega_y & -\Delta\omega_z \\ \Delta\omega_x & 0 & -\Delta\omega_z & \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_y & \Delta\omega_z & 0 & -\Delta\omega_x \\ \Delta\omega_z & -\Delta\omega_y & \Delta\omega_x & 0 \end{bmatrix},$$

где ΔH - матрица погрешностей определения параметров кватерниона на предыдущем шаге или погрешность определения кватерниона при начальной выставке;

$\Delta\Omega$ - матрица погрешностей ДУСов [4,6].

Начальные значения компонент кватерниона при выставке равны:

$$\begin{aligned}
H_0 &= \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2}; \\
H_1 &= \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2}; \\
H_2 &= \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2}; \\
H_3 &= \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2};
\end{aligned}$$

где ψ, φ, θ - курс, дифферент, крен соответственно.

Погрешность кватерниона при начальной выставке равна:

$$\Delta H_i = \left| \frac{\partial H_i}{\partial \psi} \right| \Delta \psi + \left| \frac{\partial H_i}{\partial \varphi} \right| \Delta \varphi + \left| \frac{\partial H_i}{\partial \theta} \right| \Delta \theta;$$

Исходя из выражений для определения углов:

$$\begin{aligned}
\psi &= 2 \arctg \left(\frac{2(H_1 H_2 - H_0 H_3)}{H_0^2 + H_2^2 - H_1^2 - H_3^2 + \sqrt{1 - 4 \cdot (H_0 H_1 - H_2 H_3)^2}} \right); \\
\varphi &= \arctg \frac{2(H_0 H_1 - H_2 H_3)}{\sqrt{1 - 4 \cdot (H_0 H_1 - H_2 H_3)^2}}; \quad \theta = \arctg \frac{2(H_0 H_2 - H_1 H_3)}{H_0^2 + H_2^2 - H_1^2 - H_3^2}.
\end{aligned}$$

Ошибка в определении углов будет:

$$\begin{aligned}
\Delta \psi &= \left| \frac{\partial \psi}{\partial H_0} \right| \Delta H_0 + \left| \frac{\partial \psi}{\partial H_1} \right| \Delta H_1 + \left| \frac{\partial \psi}{\partial H_2} \right| \Delta H_2 + \left| \frac{\partial \psi}{\partial H_3} \right| \Delta H_3; \\
\Delta \varphi &= \left| \frac{\partial \varphi}{\partial H_0} \right| \Delta H_0 + \left| \frac{\partial \varphi}{\partial H_1} \right| \Delta H_1 + \left| \frac{\partial \varphi}{\partial H_2} \right| \Delta H_2 + \left| \frac{\partial \varphi}{\partial H_3} \right| \Delta H_3; \\
\Delta \theta &= \left| \frac{\partial \theta}{\partial H_0} \right| \Delta H_0 + \left| \frac{\partial \theta}{\partial H_1} \right| \Delta H_1 + \left| \frac{\partial \theta}{\partial H_2} \right| \Delta H_2 + \left| \frac{\partial \theta}{\partial H_3} \right| \Delta H_3.
\end{aligned}$$

Определив погрешности вычисления кватерниона, погрешности вычисления ускорений можно определить как:

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{V}_E &= (2 \cdot H_0^2 + 2 \cdot H_1^2 - 1) \cdot \Delta a_x + 2 \cdot (H_1 \cdot H_2 - H_0 \cdot H_3) \cdot \Delta a_y + 2 \cdot (H_1 \cdot H_3 - H_0 \cdot H_2) \cdot \Delta a_z + \\
&\quad + 2 \cdot (2 \cdot a_x \cdot H_0 - a_y \cdot H_2 + a_z \cdot H_3) \cdot \Delta H_3 - \frac{g_0}{R} \Delta X - 2 \cdot \Delta V_N \cdot \Omega \cdot \cos \varphi - 2 \cdot \Delta V_{Z_g} \cdot \Omega \cdot \sin \varphi; \\
\Delta \dot{V}_N &= 2 \cdot (H_1 \cdot H_2 - H_0 \cdot H_3) \cdot \Delta a_x + (2 \cdot H_0^2 + 2 \cdot H_1^2 - 1) \cdot \Delta a_y + 2 \cdot (H_2 \cdot H_3 - H_0 \cdot H_1) \cdot \Delta a_z + \\
&\quad + 2 \cdot (2 \cdot a_x \cdot H_3 - 2 \cdot a_y \cdot H_0 + a_z \cdot H_1) \cdot \Delta H_0 + 2(2 \cdot a_x \cdot H_2 - a_z \cdot H_0) \cdot \Delta H_1 + \\
&\quad + 2 \cdot (a_x \cdot H_1 - 2 \cdot a_y \cdot H_2 + a_z \cdot H_3) \cdot \Delta H_2 + 2(2 \cdot a_x \cdot H_0 - a_z \cdot H_2) \cdot \Delta H_3 - \frac{g_0}{R} \Delta Y + \\
&\quad + 2 \cdot \Delta V_E \cdot \Omega \cdot \cos \varphi + 2 \cdot \Delta V_{Z_g} \cdot \Omega \cdot \cos \varphi;
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{V}_{Z_g} &= 2 \cdot (H_1 \cdot H_3 - H_0 \cdot H_2) \cdot \Delta a_x + 2 \cdot (H_2 \cdot H_3 - H_0 \cdot H_1) \cdot \Delta a_y + 2 \cdot (2 \cdot H_0^2 + 2 \cdot H_3^2 - 1) \cdot \Delta a_z + \\
&\quad + 2 \cdot (-a_x \cdot H_2 - a_y \cdot H_1 + 2 \cdot a_z \cdot H_0) \cdot \Delta H_0 + 2(a_x \cdot H_3 + a_y \cdot H_0) \cdot \Delta H_1 + \\
&\quad + 2 \cdot (-a_x \cdot H_0 + 2 \cdot a_y \cdot H_3) \cdot \Delta H_2 + 2(a_x \cdot H_1 + a_y \cdot H_2 + 2 \cdot a_z \cdot H_3) \cdot \Delta H_3 - \frac{g_0}{R} \Delta Z_g +
\end{aligned}$$

$$+ 2 \cdot \Delta V_E \cdot \Omega \cdot \sin \varphi - 2 \cdot \Delta V_N \cdot \Omega \cdot \cos \varphi.$$

Погрешность определения расстояния вычисляется в этом случае как

$$\Delta X = \Delta V_E \cdot \Delta t; \quad \Delta Y = \Delta V_N \cdot \Delta t; \quad \Delta Z_g = \Delta V_{Z_g} \cdot \Delta t$$

где Δt - время интегрирования.

Для точной стрельбы, используя информацию только от БИНС, необходимо обеспечить следующие данные о погрешностях: погрешность определения высоты - не более 3 м, погрешность определения ортодромических координат - не более 10 м, погрешность определения углов - не более $0,02^\circ$. Подставляя в выше приведенные выражения погрешности определения координат, скорости, курса, крена, дифферента и время полета получим требуемые значения инструментальных погрешностей акселерометров и ДУСов:

$$\Delta a = 8.4 \cdot 10^{-5} g; \quad \Delta \omega = 3.8 \cdot 10^{-3} \text{ град/с}$$

Инструментальные погрешности датчиков оказывают существенное влияние на погрешности начальной выставки БИНС.

Погрешность определения начального курса будет:

$$\Delta \psi_{0\Sigma} = \Delta \psi_{0\text{АКС}} + \Delta \psi_{0\text{ДУС}} + \Delta \psi_{0\varphi},$$

$$\text{где } \Delta \psi_{0\text{АКС}} = - \frac{\operatorname{tg} \varphi \cdot (\cos \psi_0 \Delta g_x + \sin \psi_0 \Delta g_y) + \sin \psi_0 \cos \psi_0 \Delta g_z}{g};$$

$$\Delta \psi_{0\text{ДУС}} = - \frac{\cos \psi_0 \Delta \omega_x + \sin \psi_0 \Delta \omega_y}{-\Omega_3 \cos \varphi};$$

$$\Delta \psi_{0\varphi} = 2 \sin \psi_0 \cos \psi_0 \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \Delta \varphi.$$

Для акселерометров с погрешностью $\Delta g = 10^{-3} g$, гироскопов $\Delta \omega = 0.1^\circ/\text{час}$, погрешности ввода широты $\Delta \varphi = 0,01^\circ$ и широты $\varphi = 46,968321$ получим максимальную суммарную азимутальную погрешность (для начального угла 45°) $\Delta \psi_{0\Sigma} = 0,745^\circ$. Боковое отклонение от плоскости стрельбы при дальности 60 км в этом случае составит: $\Delta y = L \sin(\Delta \psi_{0\Sigma}) \approx 780 \text{ м}$

Погрешность определения начального дифферента определяется как

$$\Delta \theta_0 = - \frac{\Delta g_y}{g} \approx 0.057^\circ, \text{ что даст погрешность по дальности:}$$

$$\Delta x = x(\theta_0) - x(\theta_0 - \Delta \theta_0) \approx 6670 - 6610 = 60 \text{ м}$$

Таким образом, при использовании недорогих акселерометров и датчиков угловой скорости с низкой точностью возникает необходимость коррекции координат и траектории полета снаряда, а также в увеличении точности определения начальных параметров ориентации.

Для повышения точности БИНС целесообразно использовать дополнительно независимый датчик информации, характер ошибок которого принципиально отличается от ошибок БИНС.

Популярным направлением для военного вооружения (бомбы, ракеты, дистанционно управляемые транспортные средства, артиллерийские снаряды) является интеграция БИНС с GPS. Для определения координат подвижного объекта СНС использует подход, принципиально отличный от инерциальной

навигации и имеет другую природу погрешностей. Особенность интеграции систем с различной природой погрешностей позволяет использовать различные виды сигнальной интеграции и в частности оптимальные фильтры для повышения точности всей системы.

За время t погрешность, накопленная по дальности:

$$\Delta V_x(t) = \int_0^t \Delta a_x dt + \Delta V(0), \quad \Delta x(t) = \int_0^t \Delta V(t) dt + \Delta x(0)$$

Считаем, что $\Delta x(0) = \Delta V_x(0) = 0$.

Тогда за время полета снаряда $t_n = 116$ с ($L = 66$ км) накопленная акселерометром погрешность будет:

$$\Delta x(t) = \Delta a_x \cdot \frac{t^2}{2} = \pm 10^{-3} g \cdot \frac{116^2}{2} = \pm 66.02 \text{ м}$$

При использовании коррекции можно устранить накопившуюся погрешность за счет данных от GPS [6,7].

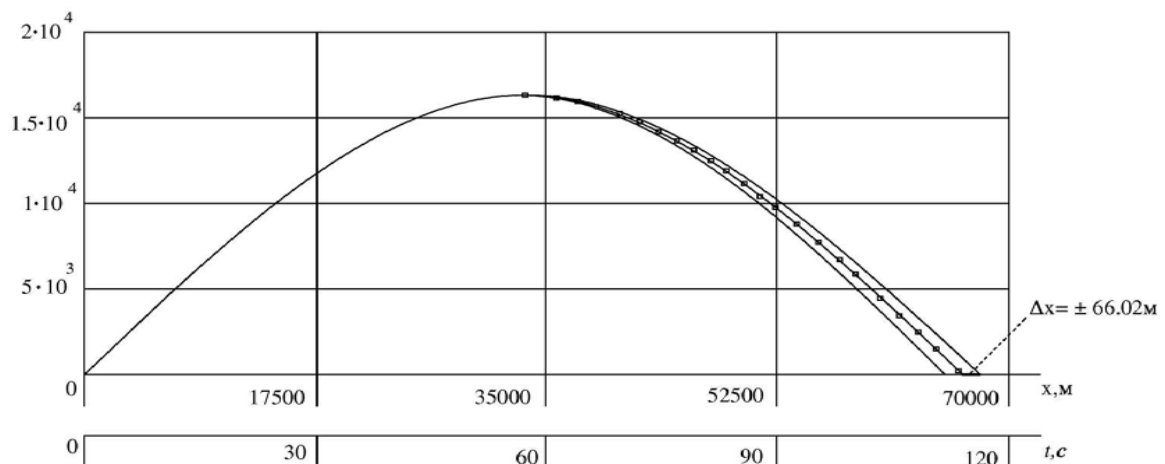


Рис.1 Траектории снарядов с коррекцией и без коррекции

Рассмотрим коррекцию траектории в плоскости стрельбы по информации от GPS-приемника. Пусть коррекция начинается на конечном участке полета снаряда, т.е. в момент начала снижения снаряда. Момент начала периода корректируемого полета определяется как: $t_k = \left|_{\max y(t)} = 59.5 \text{ с}$

Накопленная за это время погрешность

$$\Delta x(59.5) = \Delta a_x \cdot \frac{t^2}{2} = \pm 10^{-3} g \cdot \frac{59.5^2}{2} = \pm 17.6 \text{ м}$$

заменяется на погрешность

GPS-приёмник (± 10 м в динамическом режиме).

Тогда общая погрешность по дальности с учетом коррекции от GPS-приемника составит: $\Delta x(t, t_k) = \Delta x(t)_{\text{GPS}} + \Delta x(t - t_k)$

Траектория управляемого снаряда с учетом начала коррекции в момент 59,5 с и периодом в 2 секунды показана на рис. 2

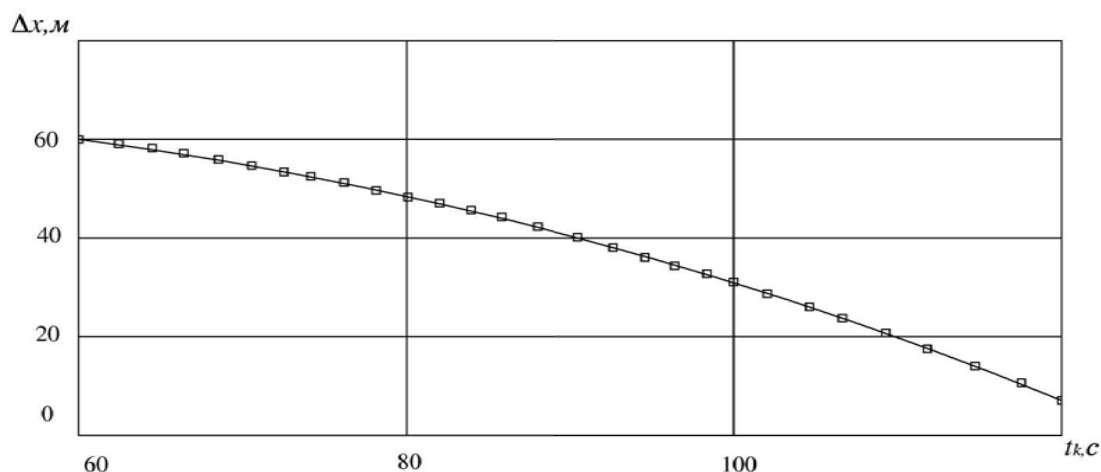


Рис. 2 - Зависимость погрешности от момента коррекции

Практические исследования Draper lab. подтверждают результаты моделирования [5].

Выводы. В данной работе была исследована математическая модель погрешностей БИНС и определены требуемые инструментальные погрешности ЧЭ (акселерометров и ДУС) для достижения заданной точности поражения цели. За счет комплексирования БИНС и GPS-датчика можно добиться существенного уменьшения погрешности отклонения управляемого снаряда от цели. Результаты работы можно использовать при проектировании рассмотренного класса БИНС (разработка алгоритмов, подбор элементной базы), а также в учебном процессе.

Библиографический список

- [1]. Рагозин Д.О. Война и мир в терминах и определениях. Военная энциклопедия.- М.: изд.дом «ПоРог», 2004.
- [2]. Hajime Ozu, Missile 2000 – Reference Guide to World Missile Systems, Shinkigensha, 2000.
- [3]. В.Марковский, К.Перов. Крылья судного дня, «Мир оружия», №4(07)апрель 2005.
- [4]. Снигур А.К. Математическая модель ошибок БИНС в кватернионной форме. Вісник Кременчуцького державного політехнічного університету: Наукові праці КДПУ.-Кременчук: КДПУ, 2002.Вип.1(12).-с.382-385.
- [5]. Снигур А.К. Конструкции, области применения и перспективы развития гироскопических датчиков средней и низкой точности. Збірник наукових праць. Вип.1(4),- Севастополь: Севастопольський ВМІ ім.П.С. Нахімова, 2004,-с.170-178.
- [6]. Анучин О.Н., Емельянец Г.И. Интегрированные системы ориентации, и навигации для морских подвижных объектов.- СПб.: ГНУ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 2003.-390с.

СИНТЕЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УЛУЧШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ДЛЯ ВЕРТОЛЁТА

Горбатюк О.Д.

Национальный авиационный университет, г. Киев, Украина

Стабилизация вертолёт в режиме висения при воздействии на него атмосферных возмущений является важнейшей задачей, решение которой возможно путём синтеза системы улучшения устойчивости и управляемости летательного аппарата (СУУУ) методом линейных матричных неравенств (ЛМН) [1–6].

Для подавления возмущений на выходе динамической системы применяется алгоритм синтеза статической обратной связи по выходу с целью обеспечения выполнения неравенства [3; 4]:

$$\|H_{zw}(s)\|_{\infty} < \gamma, \quad \gamma \leq 1, \quad (1)$$

где $\|H_{zw}(s)\|_{\infty}$ – H_{∞} -норма матрицы передаточных функций, связывающей вектор выхода z замкнутой системы с возмущением w .

$$H_{zw}(s) = [C_z + D_{zu}K](Is - A - B_uK)^{-1}B_w + D_{zw}), \quad s = j\omega.$$

Синтез многомерной статической обратной связи по выходу для стабилизации объекта управления и подавления действующих на него возмущений осуществлён на примере стабилизации вертолёт АН–1Г [7–9] в режиме висения в условиях возмущённой атмосферы. Особенностью данного объекта является отсутствие известного допущения о разделении полной модели на модели продольного и бокового движений.

В данном случае вектор состояния для вертолёт АН-1Г включает следующие компоненты:

$$x_{pl} = \left[V_x \quad V_z \quad \frac{d\theta}{dt} \quad \theta \quad V_y \quad \frac{d\varphi}{dt} \quad \varphi \quad \frac{d\psi}{dt} \quad \psi \right]^T,$$

где V_x, V_y, V_z – проекции скорости вертолёт на оси OX, OY, OZ соответственно, θ – угол тангажа, φ – угол крена, ψ – угол рысканья.

Вектор управления имеет вид:

$$u = [\delta_{lat} \quad \delta_{lon} \quad \delta_c \quad \delta_t]^T,$$

где δ_{lat} – боковой циклический шаг, δ_{lon} – продольный циклический шаг, δ_c – общий шаг, δ_t – шаг хвостового винта.

В качестве модели объекта управления рассмотрено последовательное соединение линейных моделей динамики вертолёт в режиме висения [5] и многомерного исполнительного механизма (привода). Тогда размерность системы увеличится и вектор состояния $x \in R^{13 \times 1}$ примет вид:

$$x = [x_{pl} \quad x_{act}]^T, \quad (2)$$

где $x_{act} \in R^{4 \times 1}$ – вектор состояния исполнительного механизма, $x_{act} = u$

Уравнения динамики в пространстве состояний замкнутой системы, состоящей из объекта и регулятора запишем в виде:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_w w + B_u u, \\ y = C_y x + D_{yw} w + D_{yu} u, \\ z = C_z x + D_{zw} w + D_{zu} u, \\ u = Ky, \end{cases} \quad (3)$$

где $x \in R^{13 \times 1}$ и $u \in R^{4 \times 1}$ – фазовый вектор и вектор управляющих воздействий соответственно, $w \in R^{3 \times 1}$ – вектор внешних возмущений, действующих по осям OX , OY , OZ вертолёта, $y \in R^{9 \times 1}$ – вектор выходных сигналов системы, используемый как вход регулятора K , $z = \left[\frac{dV_x}{dt} \quad \frac{dV_z}{dt} \quad \frac{dV_y}{dt} \quad \psi \right]^T$ – выходной сигнал системы, используемый для оценки качества управления, $A \in R^{13 \times 13}$, $B_u \in R^{13 \times 4}$, $B_w \in R^{13 \times 3}$, $C_y \in R^{9 \times 13}$, $D_{yu} = 0 \in R^{9 \times 4}$, $D_{yw} \in R^{9 \times 3}$, $D_{zu} = 0 \in R^{4 \times 4}$, $D_{zw} \in R^{4 \times 3}$ – не зависящие от времени матрицы, $K \in R^{4 \times 9}$ – матрица коэффициентов усиления регулятора.

В связи с тем, что в системах СУУУ введение в закон управления переменных состояния, связанных с исполнительным механизмом, приводит к искажениям градиентов управляемости по всем каналам управления и появлению дополнительных перекрёстных связей между ними [10], в качестве выхода системы (3) примем вектор $y \in R^{9 \times 1}$, размерность которого будет заведомо меньше размерности вектора состояния $x \in R^{13 \times 1}$ (2):

$$y = \left[a_x \quad a_z \quad \frac{d\theta}{dt} \quad \theta \quad a_y \quad \frac{d\varphi}{dt} \quad \varphi \quad \frac{d\psi}{dt} \quad \psi \right]^T$$

Алгоритм определения матрицы K коэффициентов статических обратных связей по выходу базируется на применении метода ЛМН и включает три основных этапа.

На первом этапе синтезируется минимальный регулятор K , гарантирующий выполнение условия (1), в предположении полного измерения фазового вектора (2) [3; 4]. Задача синтеза регулятора $K = YQ^{-1}$ сводится к стандартной задаче ЛМН, связанной с минимизацией собственных чисел замкнутой системы – Eigenvalue problem [4]. Для решения такой задачи в MATLAB используется процедура *gevp* [5].

В качестве ограничения $\|H_{zw}(s)\|_\infty$ принят скаляр $\gamma = 0.8$. Спектральная норма матрицы коэффициентов усиления регулятора $K \in R^{4 \times 13}$: $\|K\| = 11.8719$.

Следующим шагом является решение обратной линейно квадратичной (ЛК) задачи для синтезированного на предыдущем этапе минимального регулятора K , в результате чего определяем весовые матрицы $Q \in R^{13 \times 13}$, $R \in R^{4 \times 4}$, $N \in R^{13 \times 4}$. квадратичного функционала соответствующей задачи H_2 -оптимизации или ЛК задачи. Для решения обратной ЛК задачи применяется алгоритм, предложенный в [3].

Завершающим этапом является синтез H_2 -оптимального регулятора K_{opt} по выходной переменной и формирование статической обратной связи по выходу для системы (3). Используется алгоритм, описанный в [10]. Введен скаляр μ , при котором собственные числа матрицы состояния рассматриваемого объекта будут лежать в левой полуплоскости: $\text{Re}(\lambda(A_\mu)) < 0$, $A_\mu = A + \mu I$. Такой выбор параметра μ делает тривиальным выбор начального для процедуры оптимизации значения матрицы K , которую в данном случае можно принять нулевой [2,3]. Скаляр μ будет также дополнительным параметром в процедуре минимизации квадратичного функционала J [3]:

$$J = E \left\{ \int_0^\infty \begin{bmatrix} x^T & u^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q & N \\ N^T & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} dt \right\} + r\mu^2,$$

где r – коэффициент, при достаточно большом значении которого решение задачи определения стабилизирующего регулятора K может быть приемлемой аппроксимацией стандартной процедуры минимизации квадратичного функционала. Таким образом, задача оптимизации замкнутой системы может быть записана следующим образом:

$$\min_{K, \mu} J, \quad J = \text{trace}(SW) + r\mu^2,$$

где S – матрица начальных условий, $\text{trace}(SW)$ – след матрицы (SW) .

Примем скаляр $r = 10^8$, а начальные условия случайными, распределёнными в интервале от 0 до 1.

Оптимизация системы со статической обратной связью по выходной переменной реализована методом Нелдера-Мида, в результате чего получено оптимальное значение скаляра $\mu = 4,5594 \cdot 10^{-8}$ и матрицу оптимальных коэффициентов усиления регулятора $K_{opt} \in R^{4 \times 9}$, спектральная норма которого $\|K_{opt}\| = 1,6992$.

Показатель качества для замкнутой системы $J = 1,2$.

H_∞ -норма передаточной функции между внешним возмущением w и выходом системы z : $\|H_{zw}(i\omega)\|_\infty = 0,9346$.

Моделирование синтезированной системы управления вертолётom в режиме висения осуществлялось в пакете Simulink при детерминированных и стохастических возмущениях, действующих на систему в реальных условиях.

Для оценки уровня подавления стохастических возмущений в системе получены следующие значения среднеквадратических отклонений (СКО) для ускорений по осям вертолётa

$$a_x = \frac{dV_x}{dt}, a_y = \frac{dV_y}{dt}, a_z = \frac{dV_z}{dt}.$$

а) на входе: $\sigma(a_x) = 4,2630$; $\sigma(a_y) = 5,3729$; $\sigma(a_z) = 6,8166$;

б) на выходе системы: $\sigma(a_x) = 0,0474$; $\sigma(a_y) = 0,0681$; $\sigma(a_z) = 0,4057$.

Для оценки уровня подавления детерминированных возмущений взяты отношения максимальных по модулю значений ускорений на выходе системы к максимальным значениям входных сигналов:

$$\Delta(a_x) = 0,7570; \quad \Delta(a_y) = 0,6367; \quad \Delta(a_z) = 0,5779.$$

В результате моделирования системы при воздействии детерминированных возмущений получены графики переходных процессов по переменным состояния, изображённые на рис. 1–4.

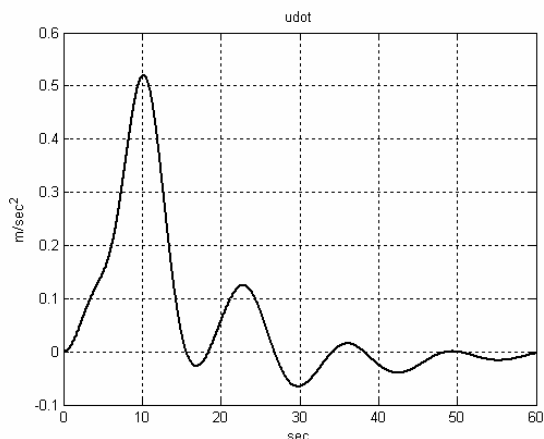


Рис. 1. График переходного процесса по ускорению $a_x = \frac{dV_x}{dt}$.

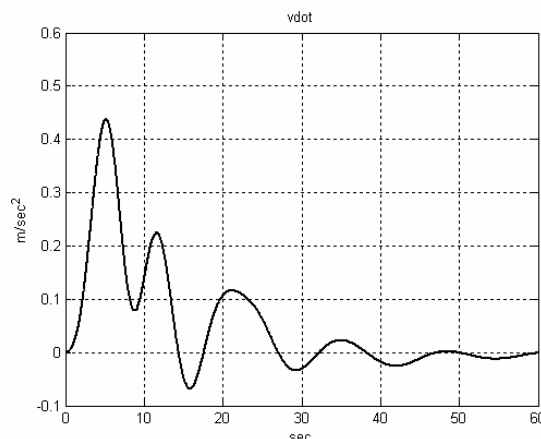


Рис. 2. График переходного процесса по ускорению $a_y = \frac{dV_y}{dt}$.

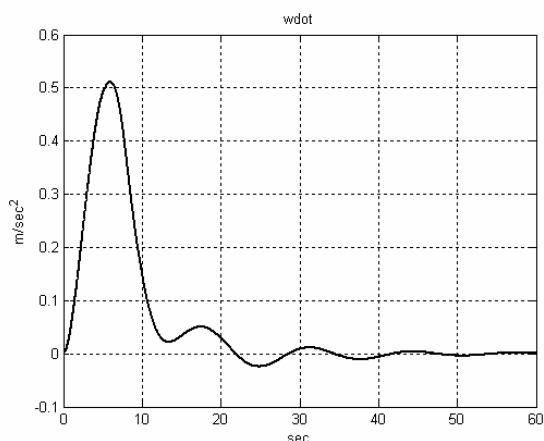


Рис. 3. График переходного процесса по ускорению $a_z = \frac{dV_z}{dt}$.

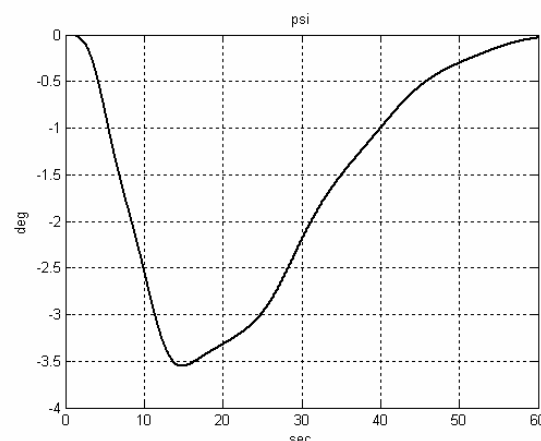


Рис. 4. Переходный процесс по углу рысканья ψ .

Таким образом, полученные количественные оценки и результаты моделирования свидетельствуют о достаточно высокой степени подавления различных возмущений в синтезированной γ -оптимальной системе и подтверждают целесообразность применения метода ЛМН для синтеза системы улучшения устойчивости и управляемости вертолёта в режиме висения, которая и обеспечивает эффективное подавление внешних атмосферных возмущений независимо от их характера и спектрального состава.

Библиографический список

1. *Larin V.B.* Compensation of External Perturbations under Uncertainty// Int. Appl. Mech., V. 38, № 9. – 2002. – P. 1145 – 1151.
2. *Larin V.B.* Stabilization of System by Static Output Feedback// Applied and Computational Mathematics, V. 2, № 1. – 2003. – P. 2 – 12.

3. Ларин В.Б., Туник А.А. О компенсации внешних возмущений динамической обратной связью по выходной переменной// Прикладная механика, Т. 42, № 5. – 2006. – С. 132 – 144.
4. Boyd S., El Ghaoui L., Feron E., Balakrishnan V. Linear Matrix Inequalities in Systems and Control Theory//SIAM books. – Philadelphia. – 1994. – 193 p.
5. Gahinet P., Nemirovski A., Laub A.J., Chilali M. LMI Control Toolbox User's Guide// The Math Works Inc. – 1995. – 310 p.
6. Баландин Д.В., Коган М.М. Синтез оптимальных линейно-квадратичных законов управления на основе линейных матричных неравенств// Автоматика и телемеханика, № 3. – 2007. – С. 3 – 18.

ВПЛИВ ПОХИБОК ВИМІРЮВАЧІВ НА ТОЧНІСТЬ ДВОВЕКТОРНИХ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ

Рижков Л.М, Мелашенко О.М, Степуренко Д.І., Шилко І.С.

Національний Технічний Університет України

“Київський Політехнічний Інститут”

м. Київ, Україна

INFLUENCE OF MEASURING DEVICES ERRORS ON ACCURACY OF TWO-VECTOR ORIENTATION SYSTEMS

O. Melaschenko, L. Ryzkov, D. Stepurenko, I. Shilko

National Technical University of Ukraine

“Kyiv polytechnic institute”, Kyiv, Ukraine

Вступ

Для визначення орієнтації мікросупутників (МС) використовують різні методи, які поділяють на дві великі групи: стохастичні та детерміновані [1]. Найбільш поширеним стохастичним методом визначення просторового положення є використання фільтра Калмана. Особливістю даного методу є використання рівнянь динаміки руху МС, а також моделей вимірювачів для прогнозування (оцінювання) орієнтації космічного апарату (КА). При цьому враховуються покази вимірювачів в попередні моменти часу.

В детермінованих алгоритмах для визначення просторового положення використовується інформація про два або більше опорні вектори, що пов'язані з певними напрямками у просторі. При цьому орієнтація оцінюється за поточними показами приладів, а покази в попередні моменти часу не враховуються. Серед детермінованих алгоритмів найбільш простішим та найбільш швидшим є алгоритм TRIAD [2]. Однак суттєвим його недоліком є чутливість до похибок вимірювань. В статті [3] запропоновано алгоритм визначення кута рискання, який також є детермінованим.

Постановка задачі

Вважатимемо, що для визначення орієнтації на борту мікросупутника встановлено три одновісні магнітометри та датчик горизонту Землі (ДГЗ). Опорними векторами, які використовуються для оцінювання кутів орієнтації є вектор $\vec{b}^*$ напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) та вектор $\vec{e}^*$ місцевої вертикалі (МВ). ДГЗ дозволяє безпосередньо визначити два кути – кут крену та тангажу. Для визначення третього кута використовується інформація, яка надходить з магнітометрів. Розглянемо задачу знаходження похибок визначення кута рискання, викликаних похибками магнітометрів, за алгоритмом TRIAD та за алгоритмом, наведеним в [3].

Аналіз похибок систем орієнтації

Рух супутника будемо розглядати в орбітальній системі координат (ОСК) $OX_0Y_0Z_0$ (рис.1), де ω_0 - орбітальна кутова швидкість. Взаємне положення орбітальної системи координат та системи координат $OXYZ$, зв'язаної з супутником (ЗСК),

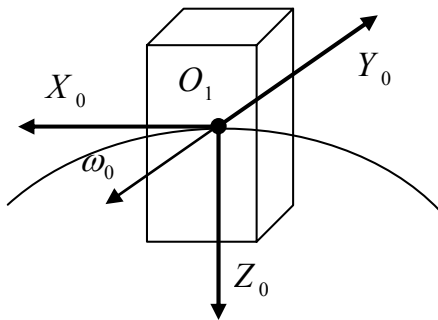


Рис.1. Супутник в ОСК

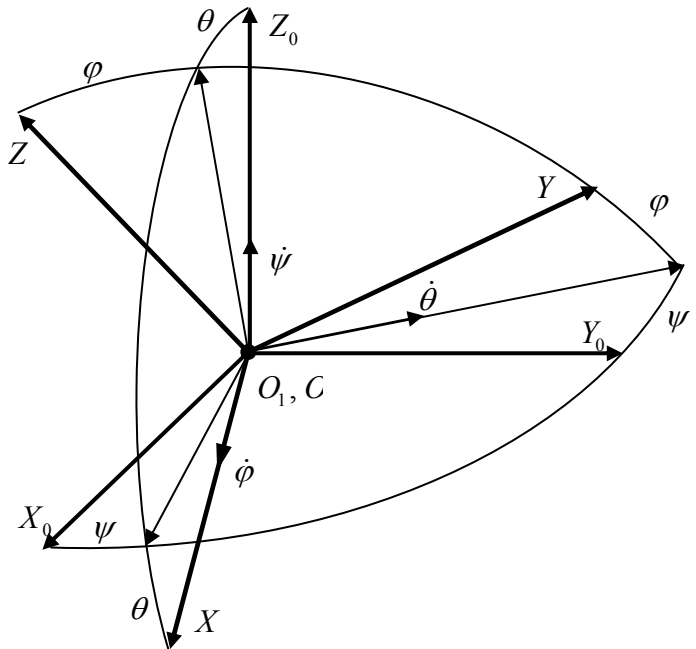


Рис.2. Системи координат

показано на рис.2. Будемо вважати відомими (обчисленими) проекції b_{x0}, b_{y0}, b_{z0} вектора індукції МПЗ на осі орбітальної системи координат, та відомими (вимірними) проекції b_x, b_y, b_z вектора індукції

магнітного поля Землі на осі зв'язаної системи координат. Відомими будемо також вважати кути θ та φ , виміряні датчиком Землі. Будемо далі позначати, наприклад, магнітометр, встановлений за віссю X ЗСК, як магнітометр X і т.д.

Алгоритм TRIAD є простим в реалізації, але він не використовує інформацію, що надходить з вимірювачів, оптимальним чином [2]. Він полягає в побудові двох трійок ортогональних одиничних векторів на основі інформації про опорні вектори в орбітальній та зв'язаній системах координат. Припускається, що один з векторів визначається з більшою точністю ніж інший.

Позначимо вектор MB та вектор напруженості МПЗ відповідно в ОСК як $\vec{e}_0$ та $\vec{b}_0$, а в ЗСК - $\vec{e}$ та $\vec{b}$. За алгоритмом трійки векторів будуються наступним чином (рис.3):

$$\vec{e}_0, \quad \vec{m}_0 = \frac{\vec{e}_0 \times \vec{b}_0}{|\vec{e}_0 \times \vec{b}_0|}, \quad \vec{n}_0 = \vec{e}_0 \times \vec{m}_0 \quad (1)$$

$$\vec{e}, \quad \vec{m} = \frac{\vec{e} \times \vec{b}}{|\vec{e} \times \vec{b}|}, \quad \vec{n} = \vec{e} \times \vec{m} \quad (2)$$

Згідно алгоритму TRIAD матриця напрямних косинусів переходу від системи координат $OX_0Y_0Z_0$ до системи координат $OXYZ$ має вигляд

$$H = M \cdot M_0^T \quad (3)$$

де

$$M = \begin{bmatrix} e_x & m_x & n_x \\ e_y & m_y & n_y \\ e_z & m_z & n_z \end{bmatrix}, \quad M_0 = \begin{bmatrix} e_{x0} & e_{y0} & e_{z0} \\ m_{x0} & m_{y0} & m_{z0} \\ n_{x0} & n_{y0} & n_{z0} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Кути орієнтації визначаються наступним чином:

$$\varphi = \arctg \frac{H_{2,3}}{H_{3,3}}; \vartheta = \arcsin(-H_{1,3}); \psi = \arctg \frac{H_{1,2}}{H_{1,1}} \quad (5)$$

Розглянемо найпростіший випадок взаємного положення орбітальної та зв'язаної систем координат, тобто випадок, коли вони співпадають. Припустимо, що вектор $\vec{b}_0$ направлений за віссю X_0 . Тоді опорні вектори в ОСК та ЗСК будуть мати такі складові:

$$\vec{e}_0 = [0, 0, e_{z0}]^T, \quad \vec{b}_0 = [b_{x0}, 0, 0]^T, \quad \vec{e} = [0, 0, e_z]^T, \quad \vec{b} = [b_x, 0, 0]^T \quad (6)$$

Похибки магнітометрів можуть викликати наступні зміни вектора $\vec{b}$: 1) зміна довжини вектора; 2) поворот вектора в площині, в якій знаходяться опорні вектори $\vec{e}$ та $\vec{b}$; 3) поворот вектора в площині, яка перпендикулярна до площини базових векторів $\vec{e}$ та $\vec{b}$. Але тільки остання зміна базового вектора $\vec{b}$ може викликати зміну векторів $\vec{m}$ та $\vec{n}$. Це в свою чергу призведе до зміни значень кутів орієнтації, які будуть обчислюватися за алгоритмом, тобто це призведе до появи похибок визначення кутів.

В нашому випадку третій тип зміни вектора $\vec{b}$ може викликати похибка магнітометра Y . Позначимо її через Δb_y . Тоді матриця H набуде вигляду

$$H^* = M^* M_0^T = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{\Delta b_y}{b^*} & -e_z \frac{b_x}{b^*} \\ 0 & \frac{b_x}{b^*} & -e_z \frac{\Delta b_y}{b^*} \\ e_z & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & e_{z0} \\ 0 & m_{y0} & 0 \\ -n_{x0} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Кути орієнтації будуть дорівнювати:

$$\varphi = 0; \vartheta = 0; \psi = \arctg \frac{\Delta b_y}{b_x} \quad (8)$$

Похибка визначення кута рискання буде мати наступний вигляд:

$$\Delta \psi \approx \psi'_{\Delta b_y} \Delta b_y = \frac{b_x \Delta b_y}{b_x^2 + (\Delta b_y)^2} \quad (9)$$

Як бачимо, похибка магнітометра викликала лише зміну кута рискання. Це означає, що навіть при ідеальній орієнтації мікросупутника в систему

керування буде надходити сигнал про наявність кутового відхилення, що буде викликати відповідні зайві дії.

Розглянемо положення базових векторів в загальному випадку. Будемо вважати, що всі три магнітометри мають похибки відповідно Δb_x , Δb_y та Δb_z , які складають 5% від номінальних показів приладів. В цьому випадку вирази для похибок визначення кутів орієнтації є надзвичайно складними та громіздкими і є непридатними для аналітичних досліджень. Проведемо чисельний розрахунок похибки $\Delta\psi$ окремо для кожної з похибок магнітометрів. Моделювання виконаємо для МС з гравітаційно-магнітною системою керування, який рухається по коловій орбіті на висоті 650 км з нахиланням $i=98^\circ$; тензор інерції за розгорнутої гравітаційної штанги $J = \text{diag}(51,44 \ 51,48, \ 0,76)$ кг·м² [4]. В якості моделі МПЗ візьмемо модель WMM2005. Параметри оцінювача кутів орієнтації на основі фільтра Калмана та регулятора представлені у вказаній роботі. Результати моделювання наведені на рис.3.

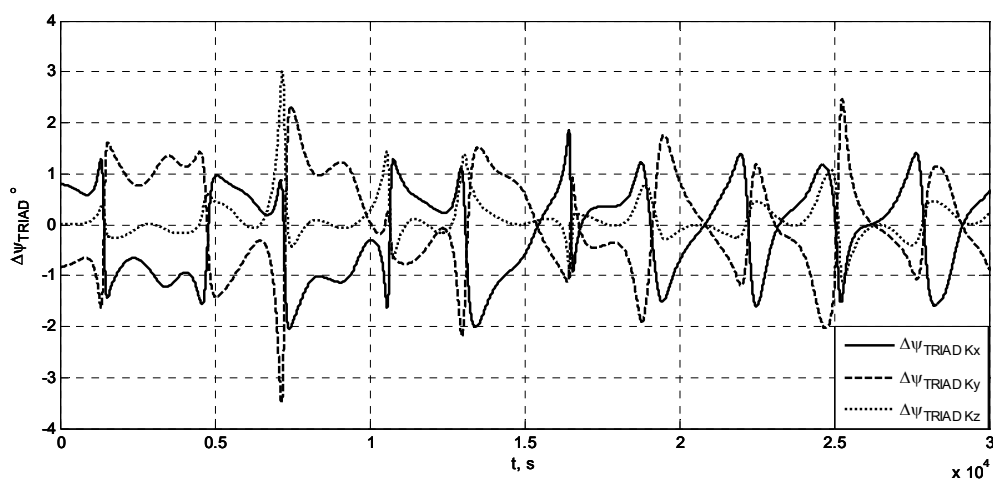


Рис 3. Зміни похибки визначення кута рискання при наявності похибок магнітометрів відповідно за віссю X, Y та Z

Як бачимо похибки магнітометрів X та Y мають більший вплив на визначення кута рискання, ніж похибка магнітометра Z. Це пояснюється тим, що вісь останнього приладу при невеликих відхиленнях за кутами крену та тангажу є близькою до місцевої вертикалі (вісі Z_0), в той час як вісі двох інших приладів майже перпендикулярні до неї. Похибки магнітометрів X та Y викликають третій тип зміни вектора $\vec{b}$, тоді як похибка магнітометра Z викликає головним чином перший тип зміни.

Розглянемо похибку обчислення кута рискання згідно алгоритму, наведеного в [3]. Цей алгоритм спирається на розв'язок виразів для показань магнітометрів відносно кута рискання за умови, що кути тангажу та крену є відомими. Маємо такий вираз для кута рискання [3]

$$\sin \psi = \frac{\mu_2 a_{x0} \cos \theta + \mu_1 a_{y0}}{\cos \theta (a_{x0}^2 + a_{y0}^2)}, \quad (10)$$

де $\mu_1 = a_x + a_{z0} \sin \theta$; $\mu_2 = a_z \sin \varphi - a_y \cos \varphi$, a_x, a_y, a_z - показання магнітометрів, a_{x0}, a_{y0}, a_{z0} - проекції вектора індукції магнітного поля Землі на осі орбітальної системи координат.

На рис. 4 наведені результати моделювання, аналогічні наведеним на рис.3.

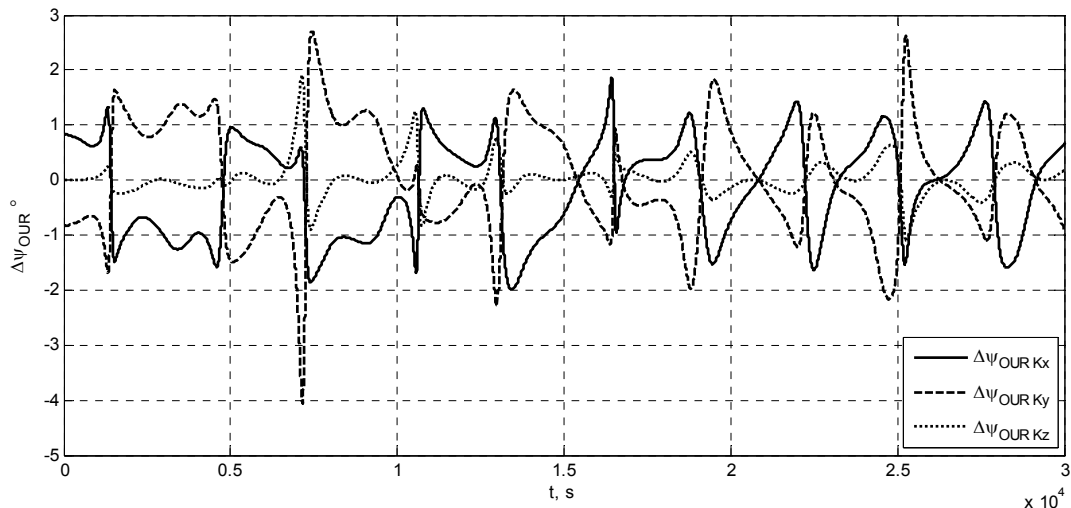


Рис 4. Зміни похибки визначення кута рискання при наявності похибок магнітометрів відповідно за віссю X, Y та Z

З аналізу рис.3 та рис.4 можна зробити висновок про те, що вплив похибок магнітометрів X та Z в обох алгоритмах практично однаковий. В той же час вплив похибки магнітометра Y при використанні алгоритму, запропонованого в роботі [3], менший, ніж при використанні алгоритму TRIAD.

Висновки

Алгоритми визначення кута рискання є досить чутливими до інструментальних похибок магнітометрів. Найбільше впливають похибки магнітометрів, осі чутливості яких є перпендикулярними до вибраного базового вектора. На точність визначення кута рискання більший вплив мають похибки магнітометрів, вісі яких під час руху є майже перпендикулярними до місцевої вертикалі.

Перелік посилань

1. Marques S. M., Clements R., Lima P. Comparison of small attitude determination methods, - Proc. of 2000 AIAA Conf. on Navigation, Guidance and Control.
2. Krogh K., Shreder E. Attitude determination for AAU CuberSat // Aalborg University: Department of Control Engineering. - 2002. – P. 133.
3. Рижков Л. М., Шилко І. С. Алгоритм оцінювання фазового вектора супутника на основі використання датчика Землі та магнітометра // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2008. – Вип.1 - с. 148 – 152.
4. Мелащенко О. М., Рижков Л. М. Дослідження гравітаційно-магнітної системи стабілізації мікросупутника з оцінюванням фазового вектора фільтром Калмана// Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2008. – № 2. – с. 61-67.

РОЗРАХУНОК ПРОСТОРОВОГО ПОЛОЖЕННЯ ПРИВ'ЯЗНОГО ПІДВОДНОГО АПАРАТА ЗА ФОРМОЮ ЙОГО КАБЕЛЬ-ТРОСА

Блінцов О.В., каф. комп'ютеризованих систем управління Національний університет кораблебудування, м. Миколаїв.

Тел. 80512 362221

Самохідні прив'язні підводні системи (СППС) утворюють широкий клас підводної техніки для виконання пошукових, інспекційних, аварійно-рятувальних та інструментальних робіт під водою [1]. Розширення обсягів і номенклатури підводних робіт з їх застосуванням в останні роки [2-4] обумовлене низкою унікальних експлуатаційних властивостей цього виду техніки:

- практично необмеженим часом перебування і роботи під водою;
- передачею відео- та телеметричної інформації про підводну обстановку у реальному часі;

- можливістю дистанційного керування підводними маніпуляторами та іншими підводними приладами й інструментами без присутності водолаза;

- супроводом і керуванням водолазними роботами та безлюдними підводними технологіями (пошук та ідентифікація об'єктів, будівництво) з забезпеченням «ефекту присутності» фахівців, які не мають водолазної підготовки;

- відсутністю людини-гідронавта на борту, що знижує вартість СППС у порівнянні з населеними підводними апаратами і не створює додаткових обмежень на застосування СППС за гідрометеорологічними умовами.

До складу типової СППС входять: пост енергетики і керування (ПЕК), ненаселений самохідний підводний апарат (ПА), з'єднаний з судном-носієм (СН) за допомогою кабель-троса (КТ), попускання-вибирання якого виконується за допомогою лебідки кабель-троса (ЛКТ), рис. 1.

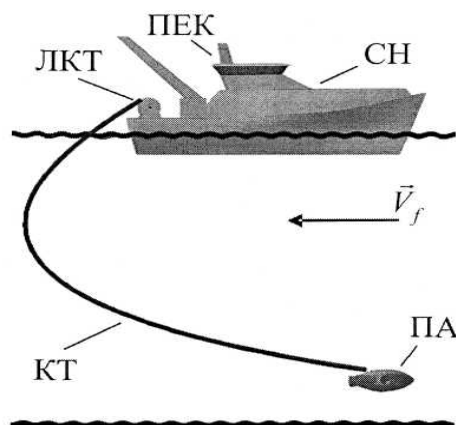


Рисунок 1.1. Склад самохідної прив'язної підводної системи.

Кабель-трос є гнучким елементом СППС, який має у поперечному перетині форму круга. При обтіканні потоком води такий елемент, у загальному випадку, приймає просторову форму, на ньому утворюються сили гідродинамічного опору, які повинен долати ПА [5].

Вивчення областей застосування СППС та особливостей керування ними показує, що при виконанні підводних робіт переважно використовується квазістаціонарний режим руху ПА (усталений відносно потоку води, який набігає на систему) і реалізуються з прискореннями (гальмуваннями), при яких приєднаними масами води на елементах СППС можна нехтувати з-за їх малості, що також дає змогу вважати квазістаціонарною зміну просторової конфігурації КТ у часі [5].

Керування просторовим рухом ПА є складною науково-технічною задачею, оскільки КТ є джерелом силових збурень для ПА з-за дії течії (сили гідродинамічної природи) та з-за дії судна-носія (сили вітро-хвильової природи). Сьогодні така задача розв'язується лише шляхом застосування складних і високовартісних систем позиціонування ПА відносно СН - гідроакустичних, безплатформних інерційних тощо [6, 7]. Це суттєво обмежує широке застосування ПА у морську практику, оскільки існує значна кількість підводних робіт, для яких залучення ПА високої вартості і складності неможливе, а також робіт, при виконанні яких застосування гідроакустичних приладів небажане [8].

Перспективним напрямком побудови систем автоматичного керування (САК) квазістаціонарним просторовим рухом ПА для таких умов експлуатації є використання в них прямих та інверсних моделей елементів СППС [9-12], які дають змогу обчислювати параметри руху ПА без зворотного зв'язку по керованим величинам - його просторовим координатам. До недоліків таких систем відноситься неможливість урахування дії невизначеностей зовнішнього середовища та власних параметрів СППС, що призводить до великих похибок керування.

Аналіз показує, що удосконалення таких САК можливе шляхом використання властивостей КТ як гнучкого тіла в потоці води для забезпечення зворотного зв'язку пасивними сенсорами. Так, відомо, що просторова форма КТ при набіганні на нього квазістаціонарного потоку води V є практично незмінною, якщо ПА і СН рухаються синхронно (тобто відсутнє взаємне переміщення ПА і СН) [13, 14]. Таким чином при квазістаціонарному русі СППС в потоці води на просторове положення ПА відносно СН вирішальний вплив має КТ. В роботі кабель-трос моделюється абсолютно гнучкою ниткою з нульовою плавучістю, яка має форму круга у перерізі і рухається відносно води в квазістаціонарному режимі. Така модель дає змогу моделювати КТ в плоскій постановці.

Дослідження моделей КТ показали, що при квазістаціонарному русі КТ в потоці води його конфігурація в площині залежить тільки від довжини попущеної частини при незмінних параметрах руху і параметрах КТ. Таким чи-

ном, кожній парі кутів α_0 та α_f відповідає тільки одна точка розташування ходового кінця КТ відносно корінного при незмінній його довжині (рис. 2, *а*).

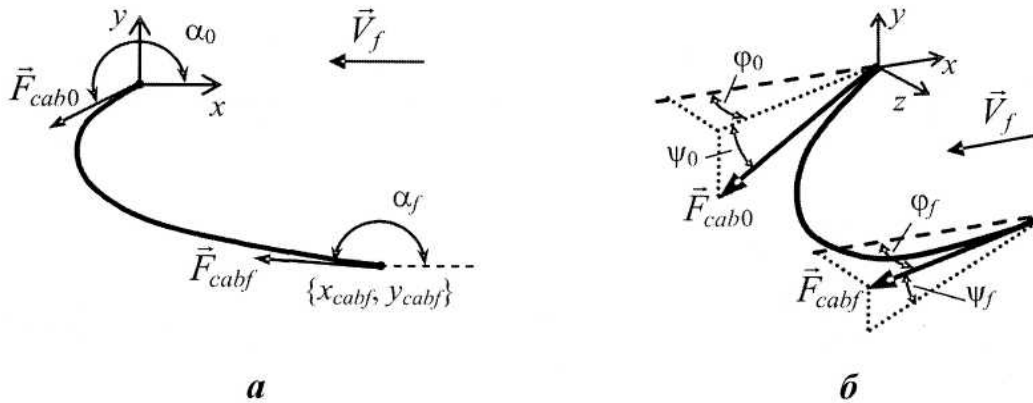


Рисунок 2. Конфігурація КТ в площині (*а*), кути рискання і диференту на його ходовому і корінному кінцях в просторовій постановці (*б*)

В просторовій постановці маємо: кожній парі векторів $\vec{F}_{ort0}$ та $\vec{F}_{ortf}$ відповідає тільки одна точка розташування ходового кінця відносно корінного в просторі, де $\vec{F}_{ort0}$ та $\vec{F}_{ortf}$ – орти векторів $\vec{F}_{cab0}$ та $\vec{F}_{cabf}$ відповідно (рис. 2, *б*).

Така особливість КТ дає змогу організувати зворотній зв'язок в САК – визначати координати ПА відносно СН шляхом визначення векторів $\vec{F}_{ort0}$ та $\vec{F}_{ortf}$. Визначати координати цих векторів пропонується сенсорами кутів рискання φ і диференту ψ , які встановлюються як на ходовому, так і на корінному кінцях КТ (рис. 2, *б*). Орт вектора сили натягу на корінному кінці КТ в сферичних координатах зображується у вигляді $\vec{F}_{ort0} = \{\varphi_0, \psi_0, 1\}$, на ходовому – $\vec{F}_{ortf} = \{\varphi_f, \psi_f, 1\}$, де φ_0, ψ_0 – відповідно, кути рискання і диференту корінного елемента КТ; φ_f, ψ_f – відповідно, кути рискання і диференту ходового елемента КТ.

Перехід до декартових координат виконується рівняннями [15]:

$$\begin{cases} M_x = M \cos(\psi) \cos(\varphi); \\ M_y = M \sin(\psi); \\ M_z = -M \cos(\psi) \sin(\varphi); \end{cases}$$

де M – модуль вектора $\vec{M}$, координати якого треба знайти, в нашому випадку вектором $\vec{M}$ виступають $\vec{F}_{ort0}$ та $\vec{F}_{ortf}$; M_x, M_y, M_z – декартові координати вектора $\vec{M}$.

Отримавши декартові координати векторів $\vec{F}_{ort0}$ та $\vec{F}_{ortf}$, знаходимо їх еквівалентні декартові координати в плоскій постановці [11], переводимо їх в полярні координати та отримуємо кути α_0 та α_f , які дають змогу однозначно визначити координати ходового кінця відносно корінного $\{x_{cabf}, y_{cabf}\}$ в плоскій постановці. Отримані плоскі координати $\{x_{cabf}, y_{cabf}\}$ переводимо в просторові рівняннями зв'язку [11].

Оскільки ММ КТ [13] не дає можливості отримати залежність $\{x_{cabf}, y_{cabf}\} = f(\alpha_0, \alpha_f)$ аналітично, у роботі було синтезовано базову координатну модель (БKM) кабель-троса із застосуванням засобів штучного інтелекту – нейронної мережі, яка в сукупності з коефіцієнтом подібності по довжині КТ [9] дає змогу отримувати координати ПА при різних довжинах попущеної частини КТ.

Структура блоку, який забезпечує такий зворотній зв'язок набуває вигляд (рис. 3):

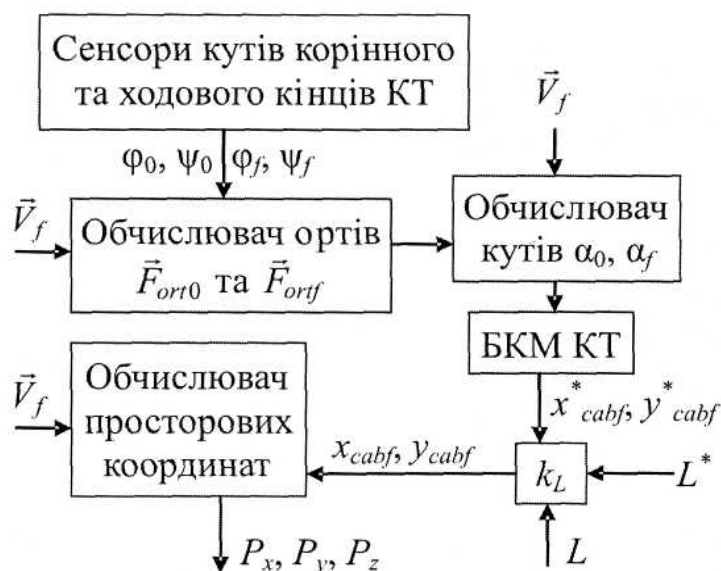


Рисунок 3. Структура блоку зворотного зв'язку

На рисунку прийнято такі позначення: x_{cabf}^*, y_{cabf}^* – базові координати ПА відносно СН в плоскій постановці для базової довжини КТ L^* ; x_{cabf}, y_{cabf} – реальні координати ПА в плоскій постановці, які відповідають його поточній довжині L згідно з коефіцієнтом подібності k_L [9]; P_x, P_y, P_z – просторові координати ПА.

Результати дослідження точності роботи запропонованої системи визначення координат ПА відносно СН для типових траєкторій його руху показали, що при похибках у вимірюванні кутів КТ до 1° похибка визначення положення ПА відносно СН не перевищує 10%, що достатньо для морської практики.

Список використаної літератури.

1. Воробйов Ю.Л., Баскаков С.М. Техніка освоєння континентального шельфу. – Одеса: ОНМА, 2003. – 107 с.
2. Необитаемые подводные аппараты военного назначения / Сост.: М. Д. Агеев, Л. А. Наумов, Г. Ю. Илларионов и др. Под ред. академика РАН М. Д. Агеева. Владивосток: Дальнаука, 2005. – 164 с.
3. Подкопаев Д.М., Вассель С.А., Зубченко А.Г., Колмаков И.А. Применение подводных аппаратов УПАСР ВМФ и зарубежных стран при проведении спасательных и подводно-технических работ в интересах ВМФ. // Материалы X Международной науднотехнической конференции «Современные

4. *Киселев Л.В., Ваулин Ю.В., Инзарцев А.В., Матвиенко Ю.В.* Навигация, управление и ориентирование в подводном пространстве. // Мехатроника, автоматизация, управление, 2004. - №11. - С. 35-42.

5. *Несеннюк Л.П.* Бесплатформенные инерциальные системы. Обзор состояния и перспектив развития. // Гироскопия и навигация. - СПб.: ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 2002. - № 1 (36). - С13-21.

8. *Литвиненко Е. Я., Илларионов Г. Ю., Сидоренков В. В.* Противоминные необитаемые подводные аппараты: Монография. СПб.: Судостроение, 2005. - 108 с.

9. *Блінцов О.В.* Автоматизація керування електрорушійною системою прив'язного підводного робота на основі штучної нейронної мережі. // Техн. електродинаміка. Тем. вип. "Проблеми сучасної електротехніки". Ч. 7. - К.: ІЕД НАН України, 2008. - С. 54-57.

10. *Лукомский Ю.А., Пейіехонов В.Г., Скороходов Д.А.* Навигация и управление движением судов. Учебник. - СПб.: «Злмор», 2002. - 360 с.

ДВИЖЕНИЕ МОРСКОГО СТОЛБОВИДНОГО БУЯ В УСЛОВИЯХ ВОЛНЕНИЯ ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Д.Ю.Падакин, С.Н.Осипчук

Постановка задачи. Для ограждения морских навигационных опасностей, обозначения положения морских каналов и фарватеров используют морские плавучие предостерегающие знаки (плавучие средства навигационного оборудования) в виде вех, буюв, устанавливаемых на якорях. Применяются буйи столбовидной формы, которые получают все более широкое распространение для ограждения морских навигационных опасностей [1, 2]. Однако динамика таких буюв исследована недостаточно полно, что ограничивает возможности применения буюв как средств навигационного обеспечения судовождения. Знание динамики буюа и особенностей его поведения в реальных условиях позволит включать его в комплексированные навигационные системы судов.

Цель работы. Разработать математическую модель морского столбовидного буюа, которая позволит исследовать его движение при ветровых нагрузках, в условиях течений и волнения водной поверхности, а также найти аналитические решения для расчета параметров движения буюа при различных возмущениях.

Математическая модель системы. Рассмотрим движение буюа в вертикальной плоскости в неподвижной (земной) системе координат $хоу$, начало которой совмещено с положением якоря на поверхности дна (рис.1).

Форма буюа принимается цилиндрической симметричной с продольной осью симметрии. Примем, что длина буюа значительно превосходит его диаметр. Тогда с большой достоверностью можно полагать, что для любых углов отклонения буюа от вертикали объемы входящих и выходящих из воды элементов одинаковы, а точки пересечения наклоненных ватерлиний и метацентр лежат в продольной плоскости буюа. Кроме того, центр величины (C_1) с достаточной точностью можно принять расположенным на продольной оси буюа (C) [3].

На буй действуют силы: веса Q , приложенная в центре масс, выталкивающая (архимедова) сила Δ , равнодействующая $\vec{P}_g$ сил ветровой нагрузки, линия действия которой проходит через центр тяжести площади обтекаемой воздухом части буюа, $ПВ=ВЕ$, $ПЕ$ – ось надводной части буюа; сила $\vec{P}_{TH}$ скоростного напора течения (или продольных колебаний) воды; силы $\vec{P}_{TB}$ вязкого сопротивления воды; а также силы $\vec{R}_{Ax}$, $\vec{R}_{Ay}$ якорной цепи.

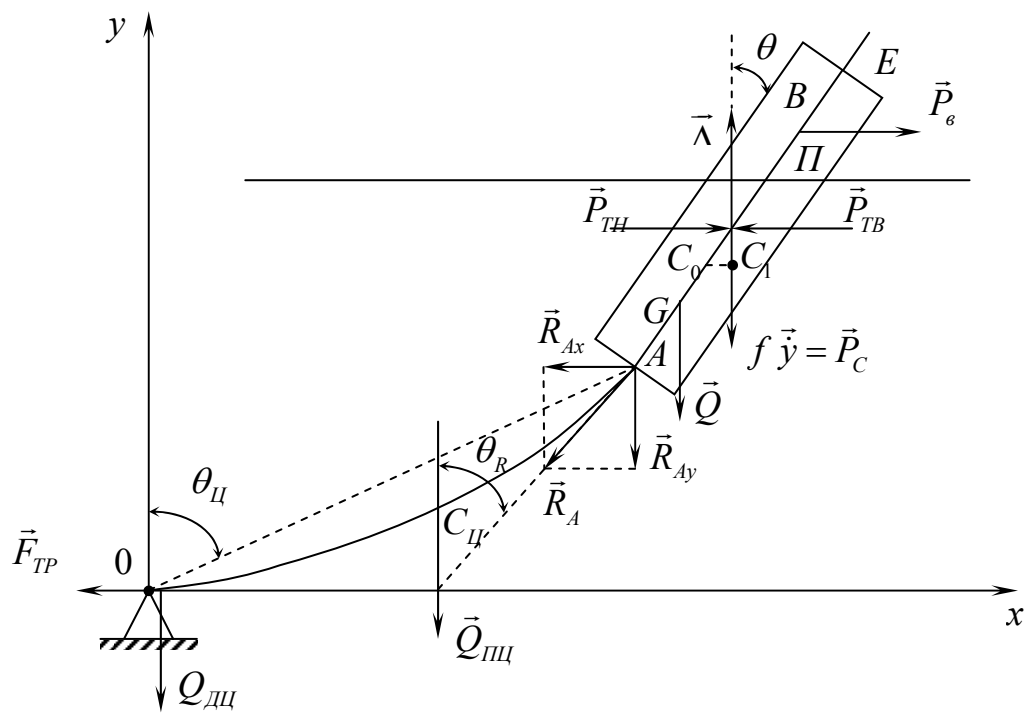


Рис.1.

Якорную цепь разделим условно на два участка: лежащий на дне весом $Q_{ДЦ}$ и поднятый буюм весом $Q_{ПЦ}$ ($Q_{ПЦн}$ – его вес в невозмущенном состоянии). На последний действуют силы $\vec{R}_{Ax}$, $\vec{R}_{Ay}$ со стороны буюа (направленные противоположно силам $\vec{R}_{Ax}$ и $\vec{R}_{Ay}$ на рис.1), сила $\vec{F}_{TP}$ трения и вертикальная реакция R_{yD} дна.

Воспользовавшись теоремами динамики [4], составим уравнения движения буюа по переменным x, y перемещения его центра масс и углу θ отклонения от вертикали. С учетом действующих сил $P_{TH} = c_T V_T^2 S_n$, V_T – скорость течения; $P_{TB} = f(\dot{x} - V_T) = f\dot{x} - P'_{TB}$, $P'_{TB} = fV_T$, $\vec{P}_6 = c_6 V_6^2 \vec{S}_6$, S_n , S_6 – нормальная составляющая площади парусности погруженной и подводной частей буюа, f – коэффициент силы вязкого трения, уравнения будут иметь вид

$$m\ddot{x} + f\dot{x} + \lambda_{x\theta}\ddot{\theta} + f_{x\theta}\dot{\theta} = P_6 - R_{Ax} + F_{x\theta\theta} + P_{TH} - P_{TB},$$

$$I_{zG}\ddot{\theta} + f\dot{\theta} + \lambda_{x\theta}\ddot{x} + f_{x\theta}\dot{x} = (P_6 BG + R_{Ax} AG)\cos\theta - (\Delta CG + R_{Ay} AG)\sin\theta + M_{\theta\theta},$$

$$m\ddot{y} + f\dot{y} = \Delta - Q - R_{Ay}, \quad (1)$$

$$\Delta = a_1 h_n, \quad h_n = (h_n - y + y_6) \frac{1}{\cos\theta} = A\Pi, \quad a_1 = \rho_6 S_g,$$

$$2AC = A\Pi, \quad BE = 2B\Pi = l - A\Pi,$$

$$P_6 = c_6 d V_6^2 [l - h_n + d \sin\theta] \cos\theta,$$

$$P_{TH} = c_T V_T^2 S_n = c_T V_T^2 d (A\Pi - d \sin\theta) \cos\theta =$$

$$= c_T V_T^2 d \left[(h_n - y + y_6) \frac{1}{\cos\theta} - d \sin\theta \right] \cos\theta,$$

где m – масса буя с учетом присоединенной массы воды, h_H – высота погруженной части буя в невозмущенном (начальном) состоянии (рис.2, поз.1), I_{zG} – момент инерции буя с присоединенной массой воды относительно центра масс, l, d, S – длина, диаметр и площадь поперечного сечения буя; ρ_e – удельная плотность воды; y_e – высота возмущенной водной поверхности (рис.2, поз.2).

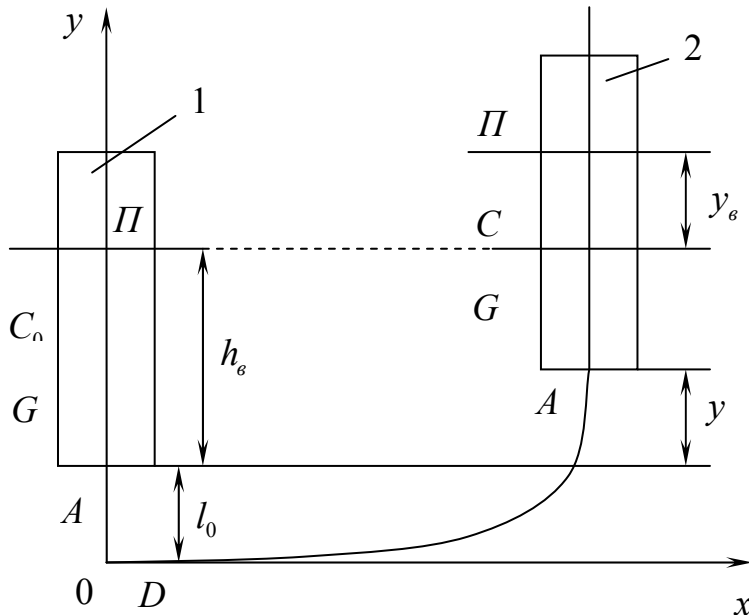


Рис.2

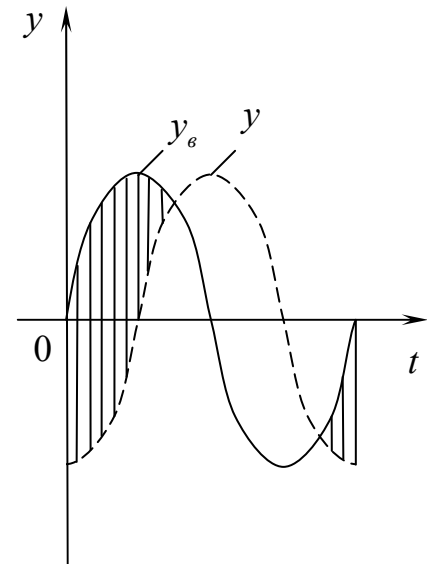


Рис.3

Реакции в т.А найдем из условий равновесия сил и моментов сил, действующих на поднятую часть цепи, пренебрегая ее инерционностью (рис.1)

$$R_{xA} - F_{mp} = 0,$$

$$R_{yA} + R_{yD} - Q_{пц} = 0, \quad (2)$$

$$\text{учитывая, что } F_{mp} = k_{mp} Q_{дц}, \quad C_{ц} D \cong \frac{1}{2} AD,$$

$$AD = \sqrt{(l_0 + y)^2 + x^2} \approx l_0 + y + \frac{1}{2} \frac{x^2}{l_0}, \quad Q_{пц} = AD \cdot \gamma_{ц}, \quad Q_{ц} = l_{ц} \gamma_{ц}, \quad Q_{дц} = Q_{ц} - Q_{пц},$$

$$R_{yD} \approx 0,$$

где $l_{ц}$, $\gamma_{ц}$ – длина и удельный вес цепи, l_0 – начальная длина поднятого над якорем участка цепи.

Вертикальное поступательное движение в системе (1) описывается в линейном приближении независимым уравнением. Рассмотрим первых два уравнения (1). Аналогично уравнениям качки судна [5], эти уравнения могут быть разделены на независимые. Исследования описываемых такими уравнениями колебаний показывают, что влияние углового движения на поступательное существенно меньше обратного, поэтому членами с $\ddot{\theta}$ и $\dot{\theta}$ в первом уравнении системы (1) можно пренебречь.

Горизонтальную возмущающую силу $F_{x\theta\theta}$ можно представить в виде [5]

$$F_{x\theta\theta} = \alpha_x (m\ddot{x}_\theta + f\dot{x}_\theta),$$

где x_θ – горизонтальная составляющая орбитального движения частиц волны в центре масс буя.

Тогда в невозмущаемом другими факторами состоянии горизонтальное движение буя будет совпадать по фазе с горизонтальной составляющей орбитального движения частиц волны, но иметь меньшую амплитуду ($\alpha_x < 1$).

При таком горизонтальном движении учитывающие его члены во втором уравнении системы (1) ($\ddot{x}$, $\dot{x}$) и гидродинамическая часть возмущающего момента $M_{\theta\theta}$ взаимно сокращаются, а главная часть этого момента может быть представлена в виде

$$M_{\Gamma\theta\theta} = M_\Gamma \sin kt.$$

Движение буя при волнении водной поверхности. Рассмотрим поведение буя на волнах при отсутствии ветра и течений ($P_\theta = 0, P'_{TB} = 0, P_{TH} = 0$) (рис.2). Волнение водной поверхности представим как

поперечные волны [3] и зададим функцией

$$y_\theta = b \sin kt \quad (3)$$

Здесь b – амплитуда, k – круговая частота волны.

Линеаризированные уравнения (1) примут вид для малых θ с учетом (2)

$$m\ddot{y} + fy + a_1 y = a_1 b \sin kt + a_1 h_n - Q - R_{Ay} = a_1 b \sin kt - \gamma_{\Pi} y, \quad (4)$$

$$I_{zG}\ddot{\theta} + f\dot{\theta} + \left[a_1 \left(\frac{1}{2} h_n - AG \right) h_n + Q_{\Pi\Pi\Pi} AG \right] \theta, \quad (5)$$

$$a_1 h_n - Q - R_{Ay} = a_1 h_n - Q - Q_{\Pi\Pi\Pi} - \Delta Q_{\Pi\Pi} = -\Delta Q_{\Pi\Pi}, \quad \Delta Q_{\Pi\Pi} = \gamma_{\Pi} y.$$

Движение по углу θ отклонения от вертикали (5) имеет характер затухающих колебаний, а перемещения в направлении вертикали (4) происходят по закону

$$y = e^{-n_1 t} (C_1 \cos k_0 t + C_2 \sin k_0 t) + C \sin (kt - \alpha), \quad (6)$$

где

$$2n_1 = \frac{f}{m} = 2\zeta_1 k_1, \quad k_1^2 = \frac{a_1 + \gamma_{\Pi}}{m}, \quad k_0^2 = k_1^2 - n_1^2, \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{2n_1 k}{k_1^2 - k^2},$$

$$C = \frac{k_1^2 b}{\sqrt{(k_1^2 - k^2)^2 + 4\zeta_1^2 k_1^2 k^2}}, \quad C_1 = C \sin \alpha, \quad C_2 = \frac{C}{k_0} (n_1 \sin \alpha - k \cos \alpha).$$

Из (6) несложно получить для легкого буя ($k_0 \ll k$)

$$y \approx b \sin kt = y_\theta,$$

т.е. буй не изменяет своего положения в направлении вертикали относительно возмущенной поверхности воды.

Для “тяжелого” буя глубина его погружения в воду $y_\theta - y$ при волнении водной поверхности определяется законом движения (6). Как следует из

полученного закона, наиболее неблагоприятна ситуация «резонанса», когда частота k_1 свободных вертикальных колебаний буя будет совпадать с частотой k волнения воды. В этом случае, как видно из (6), четверть периода волнения буй будет погружен в воду дополнительно по отношению к невозмущенной поверхности на высоту волны (рис.3, заштрихованная область). Общее же погружение под гребень волны достигает двух высот волны. Полпериода его погружение будет большим по сравнению с невозмущенным состоянием.

Выводы. Разработанная математическая модель морского столбовидного буя позволяет исследовать его движение при ветровых нагрузках, в условиях течений и волнения водной поверхности. Полученные законы движения показывают, что наиболее неблагоприятными являются случаи совпадения частот собственных колебаний буя с преобладающими частотами волнения, при которых видимость огня буя ограничивается вследствие погружения буя под гребень волны и его одновременного отклонения от вертикали.

Приведенные аналитические решения позволяют проводить расчет параметров движения буя столбовидной формы при различных возмущениях.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Иконников И.Б. и др.* Подводные буксируемые системы и буи нейтральной плавучести.- СПб.: Судостроение, 1993.-223с.
2. *Берто Г.* Океанографические буи.- Л.: Судостроение, 1979.-215с.
3. *Новиков А. И.* Оценка посадки, остойчивости и прочности судна в процессе эксплуатации. – Севастополь: Изд-во Национального технич. ун-та, 2002. – 136 с.
4. *Павловський М. А.* Теоретична механіка. – К.: Техніка, 2002. – 510 с.
5. *Шмырев А.Н., Морендишльд В.Н., Ильина С.Г., Гольдин А.И.* Успокоители качки судов. – Л.: Судостроение, 1972. – 480 с.

МЕТОДОЛОГІЯ ПАРАМЕТРИЧНОГО СИНТЕЗУ СТІЙКОЇ ДО ЗБУРЕНЬ
СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ

Сущенко О.А., Луцко Д.О.

Національний авіаційний університет, Київ, Україна,

406-74-27, fsu@nau.edu.ua

Постановка проблеми. Створення високоточних систем, спроможних виконувати свої функції за наявності параметричних збурень являє собою класичну проблему проектування сучасних систем управління. При багатьох класичних підходах до синтезу систем управління взагалі та систем стабілізації зокрема виходять із того, що значення параметрів є апріорі заданими. Але бажано виконувати синтез системи виходячи з можливості змінювання її параметрів у деякому діапазоні. Система вважається робастною, якщо вона характеризується достатнім рівнем стійкості та характеристик, для деякого діапазону змінювань параметрів та збурень.

Одним із найпоширеніших напрямів створення стійких до збурень систем стабілізації є параметричний синтез робастних систем, малочутливих як до варіацій параметрів системи, так і до відхилень параметрів моделі системи від її реальних значень. Синтез таких систем ґрунтується на мінімізації H_∞ -норми матричної передавальної функції замкненої системи. Відомий також підхід до синтезу сучасних систем, який ґрунтується на мінімізації H_2 -норми матричної передавальної функції замкненої системи, яка характеризує точність системи. З точки зору організації обчислювальних алгоритмів H_∞ -оптимізація значно складніша від H_2 -оптимізації. Оптимізація за кожним із розглянутих підходів має свої переваги. Методи синтезу на підставі мінімізації H_2 -норми забезпечують високу точність синтезованої системи, але при цьому вона залишається чутливою як до зовнішніх збурень, так і до параметричних збурень об'єкта керування. Застосування H_∞ -норми дозволяє забезпечити стійкість системи до зовнішніх збурень за умови її параметричної невизначеності. Оптимізація за змішаним критерієм дозволяє поєднувати ці переваги. Тоді синтезована система може характеризуватись оптимальною якістю за умови можливості її функціонування за наявності збурень.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. У наш час створенню робастних систем присвячено велику кількість наукових робіт. Основним ствердженням, яке визначило виникнення теорії робастності, є теорема Харітонова, яка вперше була сформульована в роботі [1]. Існує три основних напрями розвитку теорії робастності. Перший підхід базується на праці [2], в якій вводиться поняття багатовимірної границі стійкості. Другий підхід викладено в праці [3], де вводиться поняття структурованого сингулярного числа, третій підхід, детально розглянутий у праці [4], є пов'язаним з застосуванням лінійних матричних нерівностей. В основу третього підходу

покладено основні положення теорії стійкості А.М. Ляпунова. Сутність цього методу полягає в аналітичному пошуку лінійних регуляторів, які забезпечують екстремум деякого заданого функціоналу системи. При цьому оптимізація здійснюється для допустимих множин лінійних регуляторів із фіксованою або довільною структурою.

Одна з центральних ідей, на яких засновані методи аналізу робастної стійкості, виходить з поняття критерію стійкості Найквіста, на якому базується теорема про малий коефіцієнт підсилення [5].

Процедури параметричного та структурно-параметричного оптимального синтезу робастних систем управління літальних апаратів широкого класу на підставі змішаного H_2/H_∞ підходу представлені в роботах [6 – 8]. Розробка відповідних процедур для систем стабілізації та визначення курсу морського призначення ще потребує додаткових досліджень.

Створення математичного опису у просторі станів. Необхідність створення математичного опису у просторі станів зумовлюється наявністю автоматизованих процедур оптимального проектування, орієнтованих саме на моделі у просторі станів. З метою визначення такого опису необхідно виконати лінеаризацію представлених раніше моделей. Для цього необхідно розглядати зовнішні впливи, які можуть описуватися лінійними виразами, з метою можливості лінеаризації тригонометричних виразів, які є основними складовими кінематичних співвідношень, прийняти кути поворотів платформи малими та знехтувати різницею осьових моментів. Слід зазначити, що кути α, β, γ дійсно є малими, але ж вони являють собою похибку побудування вертикалі. Кут же розвороту платформи у площині горизонту γ взагалі малим не являється, але може вважатися таким для деяких режимів. З огляду на велику кількість режимів досліджуваної системи вважається доцільним виконати дослідження особливостей параметричної оптимізації на прикладі одного з режимів. Отже, лінеаризована модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі попереднього приведення до горизонту набуває вигляду:

$$\dot{\omega}_{xp} = [-f\omega_x + k_1\delta_1 + k_4(-\delta_1 + k_3\beta)/T + H\omega_{0x}]/J_x;$$

$$\dot{\omega}_{yp} = [-f\omega_y + k_2\delta_1 - k_4(-\delta_2 + k_3\alpha)/T + H\omega_{0y}]/J_y;$$

$$\dot{\omega}_{zp} = [-f\omega_{zp} + k_5\gamma + H\omega_{0z}]/J_z;$$

$$\dot{\delta}_1 = (-\delta_1 + k_3\beta)/T;$$

$$\dot{\delta}_2 = (-\delta_2 + k_3\alpha)/T.$$

$$\dot{\beta} = \omega_{xp};$$

$$\dot{\alpha} = \omega_{yp};$$

$$\dot{\gamma} = \omega_{zp},$$

де k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 – коефіцієнти законів управління, $\omega_{0x}, \omega_{0y}, \omega_{0z}$ – зовнішні кутові швидкості, що діють на платформу, f – коефіцієнт тертя, δ_1, δ_2 – сигнали акселерометрів, T – стала часу, H – кінетичний момент.

Ця лінеаризована модель може бути представлена у просторі станів у такій спосіб:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u};$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u},$$

де $\mathbf{x}$ – вектор змінних стану, $\mathbf{u}$ – вектор управління, $\mathbf{y}$ – вектор спостережень,

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\frac{f}{J_x} & 0 & 0 & -\frac{k_1}{J_x} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{f}{J_y} & 0 & 0 & -\frac{k_2}{J_y} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{f+k_5}{J_z} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T} & 0 & \frac{k_3}{T} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T} & 0 & \frac{k_4}{T} & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{H}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{H}{J_x} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{H}{J_x} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Результати моделювання системи стабілізації та визначення курсу в режимі попереднього приведення до горизонту представлені на рис. 1, 2. З аналізу результатів моделювання виходить, що демпфірування значно поліпшує характеристики перехідного процесу та скорочують його час, що є важливим для систем досліджуваного класу.

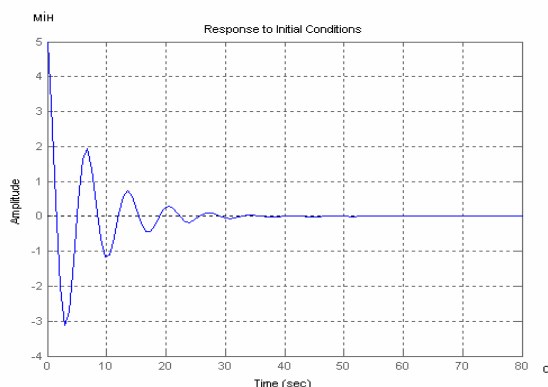


Рис. 1. Перехідний процес по куту α

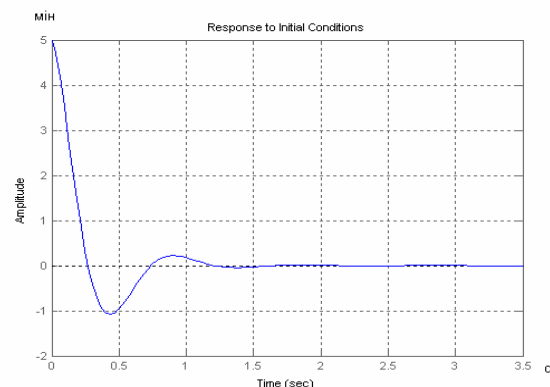


Рис. 2. Перехідний процес по куту α
з урахуванням демпфірування
за кутовою швидкістю

Особливості моделювання збурень Під час створення стохастичних систем стабілізації та визначення курсу рухомих об'єктів морського призначення найбільший вплив на системи управління їх рухом мають

збурення, пов'язані з морським хвилюванням [9]. Морське хвилювання виникає в результаті пульсацій вітру за швидкістю та напрямком на поверхні моря. Відповідно до теоретичних та експериментальних досліджень [9, 10] хвилювання на поверхні глибокого моря у першому наближенні можна розглядати як стаціонарний ергодичний випадковий процес з нульовим математичним очікуванням, розподілений за нормальним законом. Як відомо, однією з найбільш повних характеристик випадкового процесу є його спектральна щільність.

На наш час відома низка виразів для спектральної щільності, які можуть бути використані для математичного опису морського хвилювання, наприклад, спектри Неймана, Бретшнейдера, Дербишайра, але в цих спектрах відсутня низькочастотна область, в той час як смуга перепускання частот морських суден знаходиться саме в області низьких частот. Тому для досліджуваної системи доцільно використовувати спектр Рахманіна і Фірсова. У цьому випадку спектральна щільність розподілу ординат хвиль визначатиметься виразом [10]:

$$S_r(\omega) = \frac{2D_r\alpha}{\pi} \frac{\omega^2 + \alpha^2 + \beta^2}{(\alpha^2 + \beta^2 + \omega^2)^2 - 4\beta^2\omega^2}. \quad (1)$$

У ряді випадків спектральна щільність може бути представлена виразом

$$S_r(\omega) = \frac{4D_r\alpha}{\pi} \frac{\alpha^2 + \beta^2}{(\alpha^2 + \beta^2 + \omega^2)^2 - 4\beta^2\omega^2}. \quad (2)$$

Ця залежність добре відтворює реальне хвилювання в області максимальних амплітуд спектра, тоді як в області малих та високих частот результати значно погіршуються.

Відомий також вираз для визначення спектральної щільності такого вигляду [9]

$$S_r(\omega) = \frac{2D_r\alpha\omega^2}{\omega^4 + 2(\alpha^2 - \beta^2)\omega^2 + (\alpha^2 + \beta^2)^2}. \quad (3)$$

Для визначення спектральної щільності координат хвиль необхідно визначити дисперсію ординат хвиль та параметри α та β на підставі даних про інтенсивність морського хвилювання. Зазвичай вважається, що ординати хвиль відповідають нормальному закону розподілу. Якщо миттєві значення випадкової величини розподілені за нормальним законом, то її амплітудні значення розподіляються за законом Релея. Отже, розподіл висот хвиль підпорядковується закону Релея. Для дослідження зовнішніх збурень систем стабілізації та визначення курсу морських рухомих об'єктів велике значення мають характеристики кута хвильового схилу, оскільки від нього залежить бортова хитація судна. Спектральна щільність кутового схилу, вимірюваного у напрямку руху хвиль визначається виразом

$$S_\alpha(\omega) = \frac{\omega^2}{g^2} S_r(\omega), \quad (4)$$

де g – прискорення вільного падіння.

Відомо, що спектральні характеристики збурення, яке прикладається до морського судна, відрізняється від спектральних характеристик морського хвилювання. За рахунок руху судна зовнішнє збурення сприймається судном з деякою перетвореною частотою, яка називається уявною частотою. Вона визначається виразом [10]

$$\omega_y = \left| \omega - \frac{\omega^2}{g} v \cos \varepsilon \right|,$$

де v – швидкість судна, ε – кут між вектором швидкості хвиль та вектором швидкості судна.

З результатів досліджень виходить, що використання формули (1) є більш прийнятним для моделювання збуреного кутового руху досліджуваної системи, особливо із збільшенням морського хвилювання.

Завдання збурень є важливою складовою синтезу стохастичної системи управління рухомим об'єктом. Для завдання збурень необхідно пропустити білий шум через формуючий фільтр. Для отримання передавальної функції формуючого фільтру необхідно виконати вінеровську факторизацію виразу для спектральної щільності

На підставі співвідношення (1) може бути отриманий вираз для формуючого фільтру набуває вигляду:

$$W_f = \sqrt{\frac{2D_r\alpha}{\pi}} \frac{(j\omega + \sqrt{\alpha^2 + \beta^2})}{s^2 + 2\beta s + \alpha^2 + \beta^2}.$$

Слід зазначити, що для системи досліджуваного типу необхідно враховувати збурення за кутовим схилом, тому з урахуванням виразу (1), передавальна функція для формуючого фільтру набуває вигляду

$$W_f = \sqrt{\frac{2D_r\alpha}{\pi}} \frac{j\omega}{g} \frac{(j\omega + \sqrt{\alpha^2 + \beta^2})}{s^2 + 2\beta s + \alpha^2 + \beta^2}.$$

Особливості параметричної оптимізації Під час параметричної оптимізації системи стабілізації необхідно враховувати її особливості. Розглянемо ці особливості на прикладі режиму попереднього приведення до горизонту. По-перше, модель, яка описує систему у цьому режимі, являє собою астатичну систему другого порядку. Отже, для виконання параметричної оптимізації необхідно виконати мінімальну реалізацію системи. Аналіз системної матриці моделі системи стабілізації та визначення курсу показує, що її елементи розрізняються між собою приблизно на три порядки. З огляду на це вважається доцільним проведення збалансованої реалізації моделі. У якості оптимізованих параметрів системи слід використовувати коефіцієнти передачі отриманої моделі.

Порівняльні результати параметричної оптимізації представлені на рис. 3, 4, де відповідно показано перехідний процес за кутом α до оптимізації, при цьому на відміну від попередніх випадків до закону управління додано похідну від сигналу акселерометра. Як виходить з аналізу результатів моделювання, коефіцієнти передачі законів управління, визначені на основі процедури параметричної оптимізації, дозволяють значно покращити показники

перехідного процесу за похибками побудування вертикалі у площині горизонту. Перш за все це стосується швидкодії перехідного процесу.

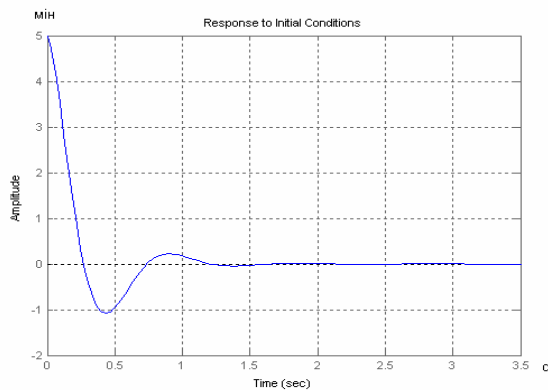


Рис. 3. Перехідний процес по куту α з урахуванням демпфірування за кутовими швидкостями $\dot{\delta}_1, \dot{\delta}_2$

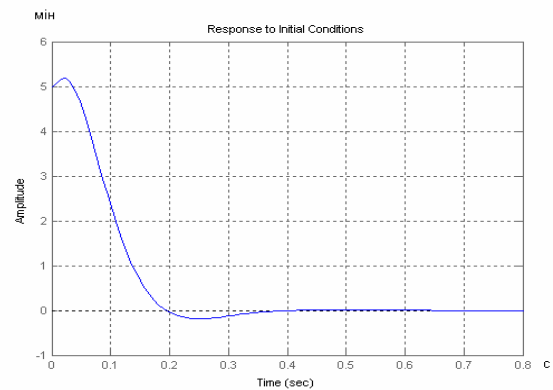


Рис. 4. Перехідний процес по куту α синтезованої системи

Висновки. В результаті отриманих досліджень визначено особливості процедури робастного параметричного синтезу системи стабілізації та визначення курсу морського призначення, отримано вирази для завдання типових збурень, проаналізовано закони керування системою в режимі попереднього приведення до горизонту та отримано оптимальний закон управління системою у цьому режимі.

Література

1. Харитонов В.Л. Асимптотическая устойчивость положения равновесия систем дифференциальных уравнений // Дифференциальные уравнения. – 1978. – №11. – С. 2086–2088.
2. Safonov M.G., Athans M. A multiloop generalization of the circle criterion for stability margin analysis // IEEE Trans. on Aut. Cont.–1981.–Vol.26, no2.–P. 415 – 422.
3. Doyle J.C. Analysis of feedback systems with structured uncertainties // IEE Proc. Pt. D: Control theory and applications. – 1982. – Vol. 129, no. 6 – P. 242–250.
4. Boyd S., Ghaoui E., Feron E., Balakrishnan V. Linear matrix inequalities in systems and control theory. – Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics. – 1994. – 193 p.
5. Zames G. On the input-output stability of time-varying nonlinear feedback systems. Part I, II // IEEE Trans. on Automatic Control. – 1966. – Vol. 11, no. 2. – P.228 – 238; Vol. 11, no. 3. – P. 465 – 476.
6. A.A.Tunik, R-Hyu, I.K.Ahn, C.H.Lim. *Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design. Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting 2000, KSAS Publication, Daejeon, Korea, pp. 293-300.*

В.И. Кортунов, Г.А. Проскура

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского

«Харьковский авиационный институт»,

г. Харьков, Украина.

vkortunov@yandex.ru; Cheberakha@yandex.ru

Accuracy investigation of integrated INS in part of the autopilot.

V. Kortunov, G. Proskura

National aerospace university named by N.E.Zhukovsky "Kharkov Aviation
Institute"

Kharkov, Ukraine.

Введение

Основной сферой использования классических инерциальных навигационных систем (ИНС), построенных на прецизионных инерциальных датчиках является авиация, судоходство и военные применения. Использование миниатюрных недорогих микроэлектромеханических (МЭМС) инерциальных датчиков низкой точности позволяет расширить сферы использования ИНС, включая и нетрадиционные, такие как медицина и реабилитация, робототехника и беспилотные летательные аппараты, анимация и биомеханика и др., вследствие значительного снижения габаритов и стоимости таких систем [1].

Однако автономное использование миниатюрных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на МЭМС датчиках невозможно на длительных интервалах времени из-за быстрого накопления ошибки в определении навигационных данных [2]. Эффективным способом решения этой проблемы является комплексирование БИНС с внешними измерительными устройствами, такими как GPS-приемник, магнитный компас и др. Основой работы комплексных навигационных систем является алгоритм коррекции ошибок БИНС, позволяющий создавать интегрированные системы, сочетающие требуемые точностные и функциональные характеристики с невысокой стоимостью и малыми габаритными размерами. Задача разработки алгоритма коррекции является наиболее важной при повышении точности низкоточных инерциальных систем в виду того, что коррекция в таких системах должна быть непрерывной.

Сравнение точности различных алгоритмов коррекции ошибок интегрированной БИНС [3, 4] подробно рассмотрено в работах [3 – 6]. Это сравнение показало, что наиболее приемлемым вариантом коррекции дешевых инерциальных систем является алгоритм коррекции, использующий обратную связь по полному вектору оценок ошибок, вырабатываемого наблюдателем состояния типа фильтр Калмана (ФК). В данном докладе приведены результаты экспериментального исследования точности такого алгоритма коррекции БИНС

с использованием интегрированной БИНС, разработанной в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» [3-6].

Описание аппаратной части интегрированной БИНС

В состав интегрированной БИНС входит:

- БИНС с инерциальными МЭМС-датчиками, формирующая углы ориентации, скорость в проекциях на навигационную систему координат, географические координаты полета;
- датчик магнитного курса;
- датчик воздушной скорости;
- датчик барометрической высоты;
- GPS-приемник с антенной;
- модем бортовой и наземный для приема-передачи командно-телеметрической информации;
- наземная станция управления (ноутбук со специальным ПО).

При этом все составные части системы представляют собой стандартные покупные комплектующие, поставляемые ведущими иностранными фирмами (гироскопы ADXRS300, акселерометры ADXL330, GPS-приемник Trimble LassenTM iQ, магнитный компас HMC6352).

Программный модуль БИНС обрабатывает первичные измерения инерциальных датчиков, а также вырабатывает углы ориентации, скорость и координаты в навигационной СК. Однако, если не применять алгоритма коррекции параметров БИНС, то ошибки уже через 100 с возрастут настолько, что все параметры станут неприемлемыми для управления. С этой целью используются другие неинерциальные измерения параметров – барометрическая высота, скорость в НСК по GPS-приемнику, курс магнитный и др. которые применяются для коррекции БИНС. Корректируемая инерциальная система обеспечивает ограничение (уничтожение) ошибок выработки навигационных параметров.

В состав интегрированной БИНС входят устройства, которые соединены с основной платой стандартными протоколами типа RS-232 и SPI. Так, обмен данными GPS-приемника и платы миниБИНС ведётся по интерфейсу RS-232 в соответствии протоколу NMEA, а магнитного компаса по протоколу SPI. Связь с наземным компьютером устанавливается через радиомодем по протоколу типа RS-232. Программное обеспечение наземного компьютера позволяет наблюдать за текущими параметрами, сохранять в файл и предавать требуемые в полете данные. Сохраненные файлы можно визуализировать с помощью программы **VB.exe**.

Режимы моделирования для исследования точности

Целью исследования является оценка точности определения навигационных параметров интегрированной БИНС. В качестве эталона используются: GPS-приемник для оценки ошибки определения составляющих

линейной скорости и курса, магнитный компас – курса, датчик барометрической высоты – высоты подвижного объекта.

Разделим весь процесс экспериментального исследования на тестовое моделирование и исследование точности компенсации ошибок в условиях динамических и полетных испытаний. С помощью тестового моделирования оценим динамику сходимости оценок ошибок. Для этого используем методические данные, в которых присутствуют инструментальные ошибки чувствительных элементов: с 65с были заданы инструментальные ошибки гироскопов, размещенных по осям OX и OZ на уровне 0,5 рад/с.

Результаты тестового моделирования показали, что оценки инструментальных погрешностей датчиков сходятся к заданным значениям и переходной процесс составляет менее 75 с, что позволяет использовать оценки в процессе коррекции.

В ходе динамических испытаний интегрированная БИНС была установлена на автомобиле, который двигался по маршруту. Диапазоны изменения навигационных параметров объекта составляли:

- угловые скорости – ± 14 град/с;
- ускорения – ± 2 м/с², 0 ... 3 м/с², 7...13 м/с²;
- скорость – -2 ... 12 м/с;
- угол курса – 0 ... 240 град;
- высота – ± 10 м.

Результаты исследования точности коррекции в условиях динамических испытаний представлены на рис. 1 – 2.

В ходе полетных испытаний интегрированная миниБИНС была установлена на борту беспилотного летательного аппарата, который следовал по сложной траектории. Диапазоны изменения параметров ориентации и навигации летательного аппарата составляли:

- угловые скорости – ± 20 град/с;
- ускорения – ± 3 м/с², 7...15 м/с²;
- линейная скорость – ± 20 м/с;
- курс – 0 ... 180 град, крен – - 5...10 град, тангаж – 0...10 град;
- высота – 163...167 м.

Результаты исследования точности коррекции в условиях полетных испытаний представлены на рис. 3 – 4.

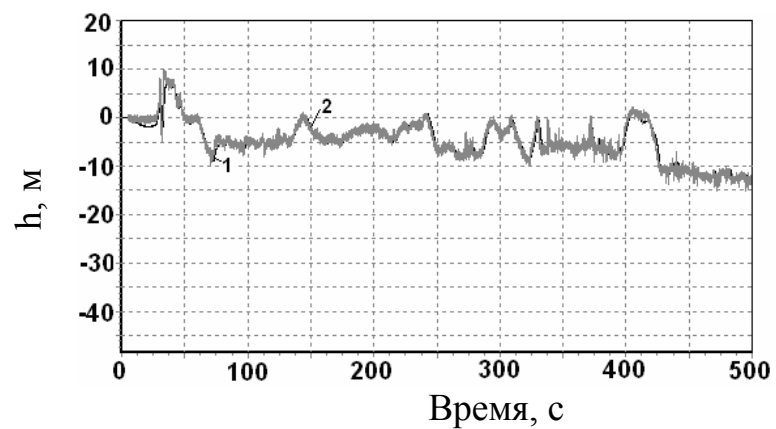


Рис. 1 Высота (1 – комплексная, 2 – барометрическая)

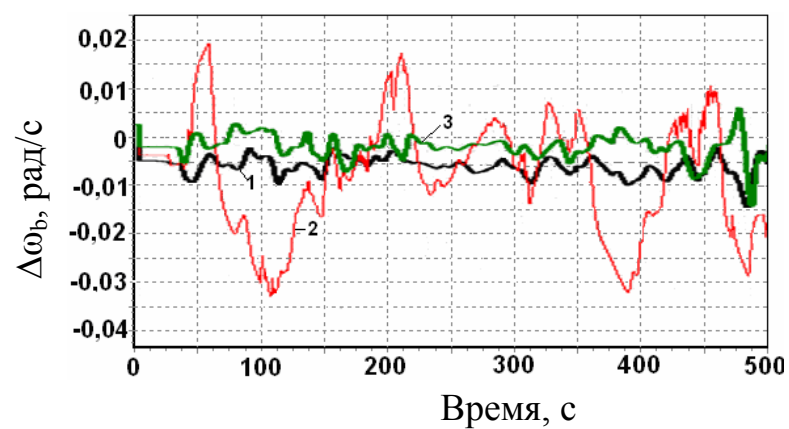


Рис. 2 Оценки дрейфов гироскопов (1 – OX, 2 – OY, 3 – OZ)

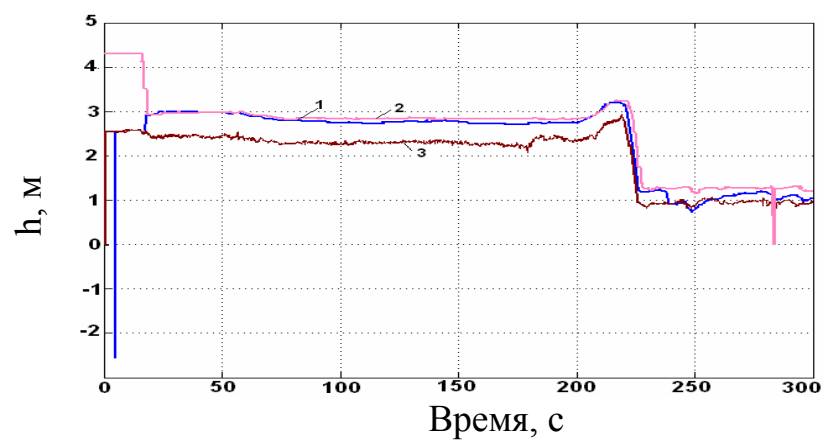


Рис. 3 Угол курса (1 – комплексный, 2 – GPS, 3 – магнитный)

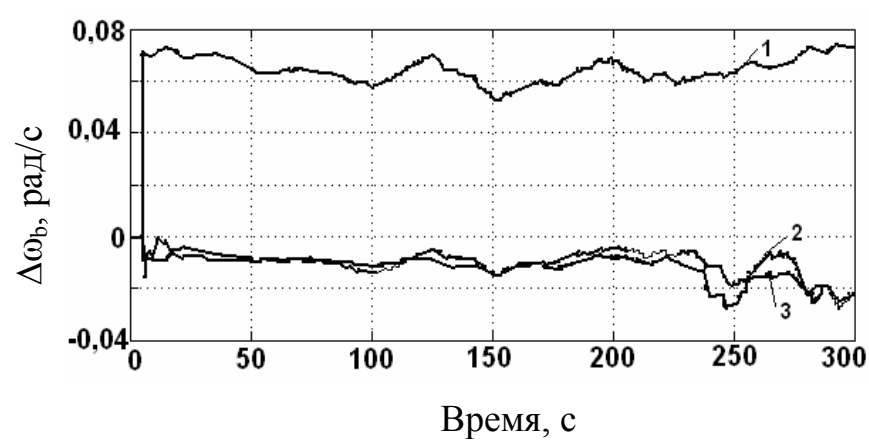


Рис. 4 Оценки дрейфов гироскопов (1 – OX, 2 – OY, 3 – OZ)

Анализ результатов проведенных экспериментальных исследований показал, что полученная точность определения курса составляет <3 град, скорости -2 м/с и высоты -2 м. Точность вычисления параметров ориентации и навигации интегрированной БИНС позволяет судить о требуемом качестве оценок инструментальных погрешностей датчиков.

Заключение

На основе проведенного экспериментального исследования точности интегрированной БИНС, использующей алгоритм, основанный на обратной связи по полному вектору оценок ошибок системы, можно сделать вывод о том, что такая система обладает требуемым запасом устойчивости по динамике оценивания ошибок и робастными свойствами к «плохим» измерениям.

Таким образом, наиболее приемлемым вариантом коррекции дешевых инерциальных систем является предложенный алгоритм коррекции. Данный алгоритм позволяет достигать необходимую точность определения угловой ориентации, координат местоположения и скорости подвижного объекта.

Библиографический список

1. *Лебедев Д.В.* Информационно-алгоритмические аспекты управления подвижными объектами / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наукова думка, 2000. – 312 с.
2. *Степанов О.А.* Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем / О.А. Степанов // Интегрированные инерциально-спутниковые системы: Сб. статей и докл. – С.-Пб, 2004. – С.25 – 43.
3. *Kortunov V.I.* The analysis of correction processes for strapdown INS / V.I.Kortunov, G.A. Proskura // Proceedings of 14th SP International conference on integrated navigation systems, May 28 – 30, 2007. – pp. 250 – 251.
4. *Кортунов В.И.* Анализ способов коррекции интегрированных бесплатформенных инерциальных систем с низкоточными датчиками в управлении летательными аппаратами / В.И. Кортунов, И.Ю. Дыбская // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: «ХАИ», 2006. – №1(27). – С.38 – 43.
5. *Кортунов В.И.* Компенсация инструментальных ошибок для микроавтопилота на микроэлектромеханических датчиках / В.И. Кортунов, Г.А. Проскура // Сборник докладов VI МНТК «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники». – 2007. – Т.1 – С. 217 – 223.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ПОХИБОК ІНТЕГРОВАНОЇ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ ТА НАВІГАЦІЇ ЗА ДОПОМОГОЮ НЕЙРОМЕРЕЖЕВИХ АЛГОРИТМІВ

В.Я. Канченко, Т.П. Оніщенко, О.В. Прохорчук

Вступ

Підвищення точності та надійності сучасних систем орієнтації та навігації є важливою і актуальною задачею сьогодення, особливо при створенні безплатформених інерціально-супутникових інтегрованих систем, що входять до складу систем керування безпілотних літальних апаратів. Пошук ефективних алгоритмів обробки первинної інформації чутливих елементів таких інтегрованих навігаційних систем проводиться багатьма колективами вітчизняних та закордонних науковців [1, 2]. При створенні інтегрованих навігаційних систем окрім класичних алгоритмів оцінювання калманівського типу [3-5] все частіше використовуються сучасні методи обробки інформації, такі як нейромережеві алгоритми та методи штучного інтелекту [6, 7].

Постановка задачі дослідження

Метою даної роботи є дослідження можливості використання нейромережевих алгоритмів для підвищення точності та надійності визначення координат та кутової орієнтації рухомого об'єкту інтегрованими навігаційними системами, побудованими на основі безплатформених інерціальних навігаційних систем (БІНС) та супутникових навігаційних систем (СНС).

Інтегрована система орієнтації та навігації

Розглянемо роботи БІНС, вважаючи, що початкова виставка і калібрування були вже проведені з необхідною точністю, а похибки чутливих елементів (ЧЕ) БІНС Δa_i , $\Delta \omega_i$ ($i=x, y, z$) можна записати у вигляді [1, 2]:

$$\Delta a_i = m_{ai} + \eta_{ai}(t) + \hat{m}_{ai}, \Delta \omega_i = m_{\omega i} + \eta_{\omega i}(t) + \hat{m}_{\omega i} \quad (1)$$

де m_{ai} , $m_{\omega i}$ – повільно мінливі випадкові складові зсувів нулів акселерометрів і дрейфів датчиків кутової швидкості (ДКШ), побудованих на динамічно настроюваних гіроскопах (ДНГ); $\eta_{ai}(t)$, $\eta_{\omega i}(t)$ – шуми виміру акселерометрів і ДКШ; $\hat{m}_{ai}$ – сигнали, що можуть вироблятися системою для компенсації зсуву нулів акселерометрів; $\hat{m}_{\omega i}$ – сигнали, що можуть вироблятися системою для компенсації постійних складових дрейфів ДКШ.

Усі повільно мінливі випадкові складові похибок ЧЕ БІНС апроксимуємо експоненто-корельованими випадковими процесами, що описуються наступними диференціальними рівняннями:

$$\dot{m}_{ai} = -\tau_{ai}^{-1} m_{ai} + \xi_{ai}(t); \dot{m}_{oi} = -\tau_{oi}^{-1} m_{oi} + \xi_{oi}(t), \quad (2)$$

де τ_i – інтервали кореляції відповідних випадкових процесів; $\xi_{ai}(t)$, $\xi_{oi}(t)$ – породжуючі білі шуми.

Динаміка будь-якої лінійної системи, може бути описана лінійними диференціальними рівняннями, у загальному випадку – із змінними у часі коефіцієнтами. Такі рівняння можна звести до системи з n диференціальних рівнянь у матричному вигляді:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)U(t) + G(t)W(t), \quad (3)$$

де $X(t)$ – вектор стану системи (давача); $U(t)$ – вектор відомих вхідних впливів (у тому числі сигналів керування); $W(t)$ – вектор випадкових вхідних впливів; $A(t)$, $G(t)$, $B(t)$ – матриці, які називаються відповідно матрицею стану, матрицею керування і матрицею вхідних впливів, і утворені з відповідних коефіцієнтів диференціальних рівнянь першого порядку, що описують динаміку системи.

У вектор стану $X(t)$, що описує динаміку інтегрованої системи, входять 15 компонентів - похибки БІНС і її чутливих елементів, що можуть змінюватися під час роботи системи:

$$X = [\Delta\xi \quad \Delta\eta \quad \Delta\zeta \quad \Delta V_\xi \quad \Delta V_\eta \quad \Delta V_\zeta \quad \Delta\varphi_x \quad \Delta\varphi_y \quad \Delta\varphi_z \quad m_{ax} \quad m_{ay} \quad m_{az} \quad m_{ox} \quad m_{oy} \quad m_{oz}]^T, \quad (4)$$

де $\Delta\xi$, $\Delta\eta$, $\Delta\zeta$ - похибки визначення координат об'єкта; ΔV_ξ , ΔV_η , ΔV_ζ - похибки визначення швидкості об'єкта; $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$, $\Delta\varphi_z$ – похибки визначення кутової орієнтації об'єкта.

Вектор керування $U(t)$ і вектор випадкових вхідних збурень $W(t)$ сформуємо відповідно до рівнянь похибок (1):

$$U(t) = [\hat{m}_{ax} \quad \hat{m}_{ay} \quad \hat{m}_{az} \quad \hat{m}_{ox} \quad \hat{m}_{oy} \quad \hat{m}_{oz}]^T \quad (5)$$

$$W = [\eta_{ax} \quad \eta_{ay} \quad \eta_{az} \quad \eta_{ox} \quad \eta_{oy} \quad \eta_{oz} \quad \xi_{ax}(t) \quad \xi_{ay}(t) \quad \xi_{az}(t) \quad \xi_{ox}(t) \quad \xi_{oy}(t) \quad \xi_{oz}(t)]^T \quad (6)$$

Матриці коефіцієнтів A , G , B можна записати в блочному виді [1] (блоки розміром 3×3):

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ G_{mi} & 0 & A_i & B_m & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & B_m \\ 0 & 0 & 0 & -T_a & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -T_\omega \end{bmatrix}; \quad G = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ B_m & 0 \\ 0 & B_m \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & B_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \end{bmatrix}; \quad G_{mi} = \begin{bmatrix} \varepsilon \cdot \xi^2 - v^2 & \varepsilon \cdot \xi \cdot \eta & \varepsilon \cdot \xi \cdot \zeta \\ \varepsilon \cdot \eta \cdot \xi & \varepsilon \cdot \eta^2 - v^2 & \varepsilon \cdot \eta \cdot \zeta \\ \varepsilon \cdot \zeta \cdot \xi & \varepsilon \cdot \zeta \cdot \eta & \varepsilon \cdot \zeta^2 - v^2 \end{bmatrix},$$

де $\varepsilon = \frac{3 \cdot v^2}{r^2}$; $T_a = \text{diag} [\tau_{ax}^{-1}, \tau_{ay}^{-1}, \tau_{az}^{-1}]$; $T_\omega = \text{diag} [\tau_{\omega x}^{-1}, \tau_{\omega y}^{-1}, \tau_{\omega z}^{-1}]$; I – одинична матриця розміром 3×3 .

Для оцінювання похибок БНС, включених у вектор стану $X(t)$ (4), використовуємо методику оптимального фільтра Калмана (ОФК) [5]. Вектор вимірів $Y(t)$ для ОФК формується з різниці між координатами і швидкостями, визначеними за допомогою БНС і приймача супутникової навігаційної системи (СНС):

$$Y(t) = C \cdot X(t) + V(t), \quad (8)$$

де $V(t) = [v_1 \ v_2 \ v_3 \ v_4 \ v_5 \ v_6]^T$, – вектор випадкових шумів вимірювань приймача СНС;

$$C = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

де I – одинична матриця розміром 3×3 .

З достатньою точністю можна покласти, що похибки навігаційних визначень приймача СНС $v_i(t)$ ($i=1 \dots 6$) є гаусівськими білими шумами [1].

У результаті аналізу матриці спостережності встановлено, що її ранг дорівнює 13, тобто повністю спостережними є 13 похибок з 15. Виключаючи окремі рядки і стовпці матриці A , що відповідають визначеним компонентам вектора стану (4), і перевіряючи після цього ранг матриці спостережності, встановлено, що не спостерігаються похибка визначення кутової орієнтації $\Delta \varphi_z$ і дрейф ДКШ $m_{\omega i}$ навколо вертикальної осі.

Використання нейромережевого алгоритму для ідентифікації похибок інтегрованої системи орієнтації та навігації

Рівняння похибок визначення просторової орієнтації об'єкта мають вид [1]:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\varphi}_x \\ \Delta\dot{\varphi}_y \\ \Delta\dot{\varphi}_z \end{bmatrix} = B_m \cdot \begin{bmatrix} \Delta\omega_{xo} \\ \Delta\omega_{yo} \\ \Delta\omega_{zo} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

де B_m - матриця направляючих косинусів.

В [6, 7] показано, що зміна температури навколишнього середовища є основним зовнішнім чинником, що впливає на дрейфи ДКШ, побудованих на ДНГ, а взаємна корельованість, так званих, температурних дрейфів ДКШ дає можливість ідентифікувати, наприклад, дрейф ДКШ навколо вертикальної осі, вимірюючи дрейф ДКШ навколо горизонтальної осі. Це твердження дійсне і для похибок кутової орієнтації $\Delta\varphi_y$ і $\Delta\varphi_z$, таким чином залежність між цими двома випадковими процесами робить виправданим використання алгоритму зворотнього поширення штучної нейромережі (ШНМ) прямого типу для ідентифікування похибки визначення кута рухомого об'єкту навколо вертикальної вісі $\Delta\varphi_z$, використовуючи оцінку похибки $\Delta\varphi_y$.

За допомогою навчання нейромережі визначено значення вагових коефіцієнтів W_{1j} , W_{2j} і зсувів b_1, b_2 , що зведені в Табл.1. Функція зв'язку між похибками кутової орієнтації $\Delta\varphi_y$ і $\Delta\varphi_z$ описується формулою:

$$\Delta\varphi_z(t) = \sum_{j=1}^N W_{2j} \cdot (\text{sigm}(W_{1j} \cdot \Delta\varphi_y(t) + b_{1j})) + b_2. \quad (11)$$

Для випадку напівнатурного моделювання роботи інтегрованої системи орієнтації та навігації приймалося $N = 10$.

Таблиця 1 - Значення вагових коефіцієнтів і зсувів ШНМ

J	Перший шар		Другий шар	
	W_{1j}	b_1	W_{2j}	b_2
1	-0.30639	-0.61104	-0.090224	0.93935
2	-0.24279	-0.33402	0.085193	
3	-0.81676	0.33562	1.019	
4	0.77613	-0.54578	-1.4096	
5	0.70436	-0.32894	-0.32944	
6	0.50619	-1.0004	-1.43	
7	0.49471	0.86287	-0.053598	
8	-8.328	-0.65227	-2.5954	
9	-1.2699	-0.23503	1.4202	
10	7.4136	1.2289	-5.1152	

На Рис.1 та 1 показані результати ідентифікації похибки кутової орієнтації $\Delta\varphi_z$ використанням функції зв'язку (11) та значень вагових коефіцієнтів і зсувів ШНМ (Табл.1).

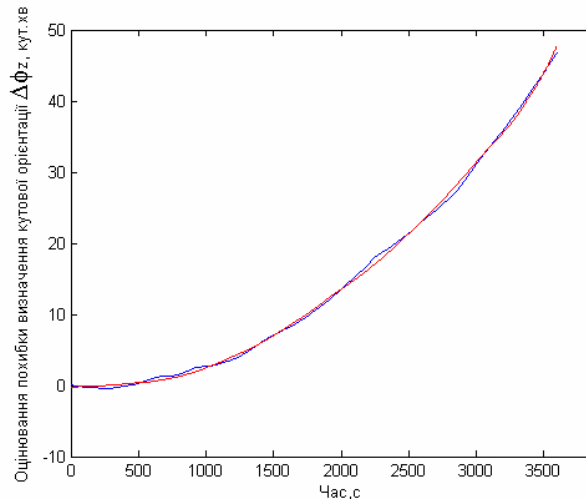


Рисунок 1 - Оцінка визначення кутової орієнтації $\Delta\varphi_z$, кут.хв.

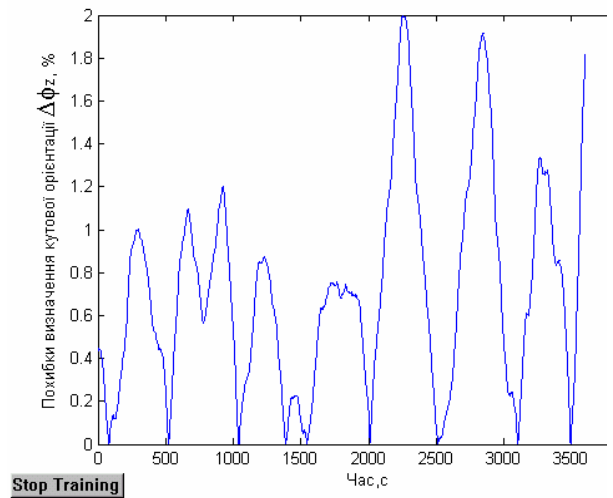


Рисунок 1 - Відносна похибка визначення кутової орієнтації з використанням штучної нейромережі.

Таким чином, як видно з Рис.1 та 1 відносна похибка апроксимації похибки кутової орієнтації $\Delta\varphi_z$ функцією (11) лежить у межах 2%.

Висновки

Проведене в даній роботі дослідження показали можливість підвищення точності, достовірності та надійності визначення місцезнаходження та орієнтації рухомого об'єкту в реальному часі за рахунок використання нейромережевих алгоритмів в обчислювачі інтегрованої системи орієнтації та навігації.

Одержано наступні результати: похибки визначення координат рухомого об'єкта знизилося: по висоті з 10 м до 0,71м, по широті з 6 м до 0,54м, по довготі з 5 м до 0,49м, а СКВ похибки визначення швидкості – відповідно з 0,05м/с до 0,0086м/с. За допомогою нейромережевих алгоритмів похибки оцінювання кутової орієнтації рухомого об'єкта склали близько 20 кут. хв.

Література

1. Збруцький О.В., Нестеренко О.І., Прохорчук О.В., Січкара А.Г. Розробка та дослідження системи орієнтації та навігації безпілотної літальної апарату з використанням мікромеханічних технологій та багатоантенних GPS/ГЛОНАСС приймачів. - Сучасні проблеми аналітичної механіки. Зб. праць Ін-ту мате-матики НАН Украї-ни. Т.1, №2. – К.: Ін-т математики НАН України, 2004.
2. Нестеренко О.И., Черняк Н.Г., Скрипковский Г.А., Басистый П.А. Разработка и первые испытания микромеханического инерциального измерительного модуля. - В сб. докладов V Международной на-уч.-техн.

- конф. “Гиротехнологии, навигация и управление движением” – Киев: НТУУ “КПИ”, 2005.
3. *Браммер Л., Зифлинг Г.* Фильтр Калмана-Бьюси.- М.: Наука, 1982. - 200 с.
 4. *Изерман Р.* Цифровые системы управления. - М.: Мир, 1984. - 720 с.
 5. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. *Леондеса К.Т.* - М.: Связь, 1973. - 408 с.
 6. *Збруцкий А.В., Рахмуни М.* Алгоритмические методы повышения точности гирокомпаса // В сб. докладов XI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – С.-Петербург, ЦНИИ “Электроприбор”, 2004. – С. 142–144.
 7. *Zbrutsky A.V, Dovgopoly A.S., Rahmouni M.* Artificial Intelligence Algorithms for Increasing the Accuracy of Navigation System // Symposium Gyro Technology. – Stuttgart, Germany, 2004. – P.18.0–18.6.

УДК 629.7.05

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ И АФФИННЫХ
ПРЕОБРАЗОВАНИЙ В ЗАДАЧЕ УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИМ
ОБЪЕКТОМ НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ

А.Ю. Соколов, О.И. Морозова, И.В.Кравченко

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”
г. Харьков, Украина

APPLICATION OF FUZZY LOGIC AND AFFINE TRANSFORMATIONS IN
PROBLEM OF DYNAMIC OBJECT CONTROL WITH USING VIDEO IMAGE
PROCESSING

A.Yu. Sokolov, O.I. Morozova, I.V. Kravchenko
National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky
“Kharkov Aviation Institute”
Kharkov, Ukraine
asokolov@xai.edu.ua
olmora@rambler.ru
mr_hack65@mail.ru

Введение

Одними из самых инвестируемых и развиваемых областей науки и промышленности являются системы управления динамическими объектами (ДО). Существует множество методов, методик и подходов к решениям такого рода задач, но особую роль среди них занимают методы, использующие нетрадиционный подход. Они позволяют сократить количество вычислений и оптимизировать процессы управления по времени, нагрузке, а также увеличивают степень их автономности. Одним из таких подходов является метод управления ДО, основанный на обработке видеоизображения. Цель работы – определение линейных и угловых перемещений ДО по коэффициентам аффинного преобразования двух изображений.

Настройка оптической системы на основе нечеткой модели

В данном разделе рассматривается метод, позволяющий определять позиционирование ДО в пространстве на основе обработки видеоизображения. Рассмотрим задачу наведения ДО на сигнальные огни (СО) (рис. 1).

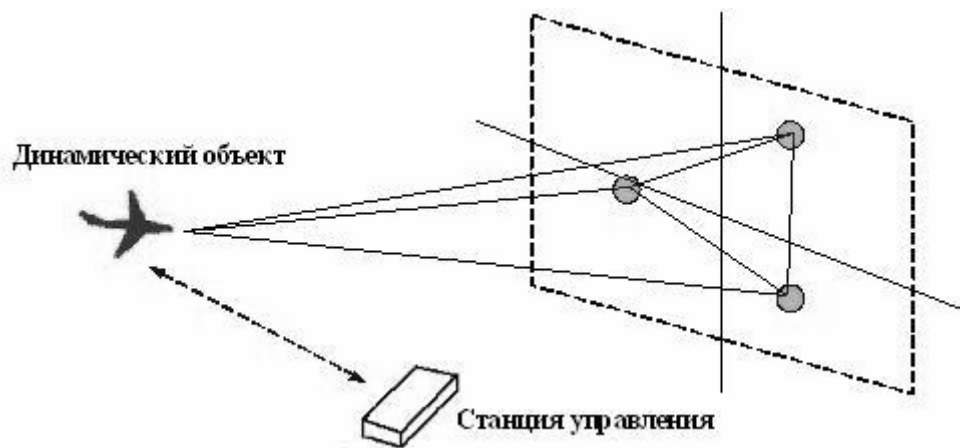


Рис.1. Задача наведения ДО в область, заданную СО

На ДО устанавливается камера. Сразу после начала движения подается сигнал на ее включение. Камера снимает непрерывный видеопоток, который передается на подсистему регистрации изображений (станция управления).

С определенной частотой из видеопотока извлекается изображение. В блоке определения геометрических параметров происходит сравнение кадров, снятых в различные промежутки времени, а по результатам их обработки производится коррекция траектории движения ДО с помощью направленного сигнала на органы управления. Прежде всего, необходимо определить оптические характеристики видеокамеры и ее настройку на реальные размеры объекта.

В первую очередь необходимо оценить размер одного пикселя в метрических единицах. Для этого осуществим съемку тестового объекта высотой l , расположенного на расстоянии d от камеры. При известном фокусе длина изображения определяется как

$$L = m \cdot l, \quad (1)$$

где m – масштабный коэффициент, равный

$$m = \frac{v}{d}, \quad (2)$$

а v – расстояние от линзы до изображения (L).

Тогда

$$L = \frac{l \cdot v}{d}. \quad (3)$$

Если L_p – длина изображения на фотографии в пикселях, то размеры одного пикселя вычисляются по формуле

$$px = \frac{L}{L_p}. \quad (4)$$

Для собирающей линзы величина v меняется в пределах $[f, 2f]$. Также возможны погрешности при определении расстояния от объекта до камеры d , фокуса f , длины объекта l , длины изображения на фотографии в пикселях L_p .

Исходя из этого, предлагается использовать нечеткие числа для определения этих величин, а, следовательно, и самого значения пикселя.

Предположим, что эти переменные меняются в следующих пределах:

$$f = [f_{\min}, f_{\max}], \quad d = [d_{\min}, d_{\max}], \quad v = [v_{\min}, v_{\max}], \quad l = [l_{\min}, l_{\max}], \quad Lp = [Lp_{\min}, Lp_{\max}].$$

Зададим треугольные функции принадлежности на приведенных выше доменах. К примеру, пусть $f=[6.25, 6.3, 6.35]$, $d=[685, 690, 695]$, $v=[f, 1.5*f, 2*f]$, $l=[294, 297, 300]$ в миллиметрах и $L_p=[1470, 1472, 1474]$ в пикселях (рис. 2).

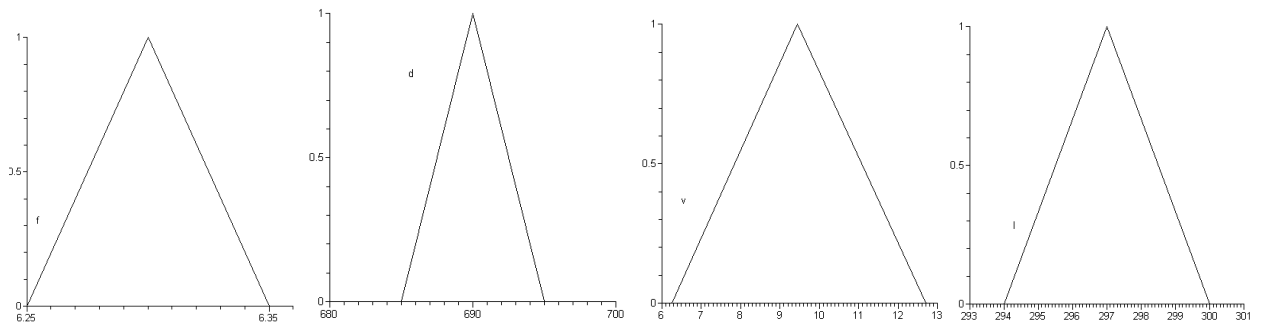


Рис.2. Функции принадлежности входных переменных

Применим формулы (1)-(4) для нахождения размера одного пикселя в соответствии с формированием результирующей функции принадлежности для каждой операции вида

$$C = A \tilde{*} B \Leftrightarrow \mu_C(z) = \bigvee_{z=x \tilde{*} y} (\mu_A(x) \wedge \mu_B(y)),$$

где A, B – операнды (нечеткие числа с соответствующими функциями принадлежности), $\tilde{*}$ – алгебраическая операция. Результирующая функция принадлежности для (4) приведена на рис.3.

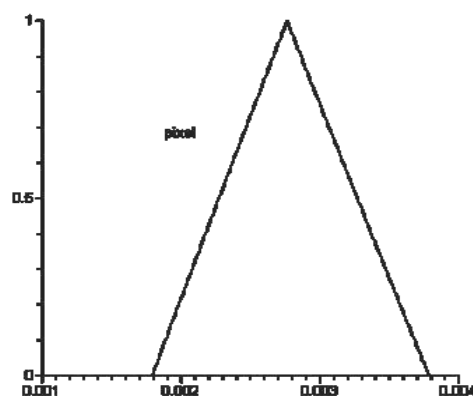


Рис.3. Функция принадлежности выходной переменной

Определим значение px на основе дефаззификации, к примеру, методом центра тяжести:

$$px = \frac{\int_{Min}^{Max} x \cdot \mu(x) dx}{\int_{Min}^{Max} \mu(x) dx}.$$

Для рассмотренного выше примера размер одного пикселя равен 0.0027802.

Теперь возможно найти произвольное расстояние от объекта до камеры по такому алгоритму:

- 1) найти длину фотографируемого объекта в пикселях;
- 2) вычислить реальный размер изображения в метрах;
- 3) рассчитать расстояние от объекта до камеры по формуле

$$d = \frac{l \cdot v}{Lp \cdot px}.$$

Теперь рассмотрим случай, когда камера поворачивается на угол α , а именно угол поворота плоскости p (рис. 4).

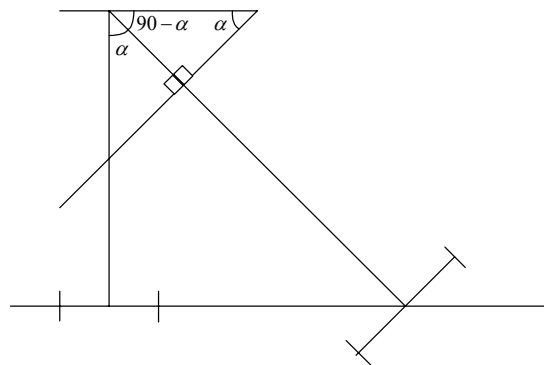


Рис.4 . Съемка под углом

Прямые l_1 и l_2 параллельны между собой. Пусть сигнальные объекты заданы координаты вершин треугольника:

$$V_1 = \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix}, \quad V_2 = \begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix}, \quad V_3 = \begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix}.$$

Определим проекцию предмета на плоскость l_1 формирования изображения V'_1, V'_2, V'_3 . В результате получим

$$\begin{cases} x'_1 = x_1 \cos \alpha \\ x'_2 = x_2 \cos \alpha \\ x'_3 = x_3 \cos \alpha \end{cases} \quad \begin{cases} z'_1 = z_1 - x_1 \sin \alpha \\ z'_2 = z_2 - x_2 \sin \alpha \\ z'_3 = z_3 - x_3 \sin \alpha \end{cases} \quad \begin{cases} y'_1 = y_1 \\ y'_2 = y_2 \\ y'_3 = y_3 \end{cases}$$

p

Применение аффинных преобразований для определения угловых перемещений ДО

В процессе перемещения ДО производится съемка СО. Затем производится сравнение полученных фотографий. Результатом такого сравнения является оценка линейных и угловых перемещений ДО. Для получения такой оценки предлагается использование аффинных преобразований [1] к распознанным СО.

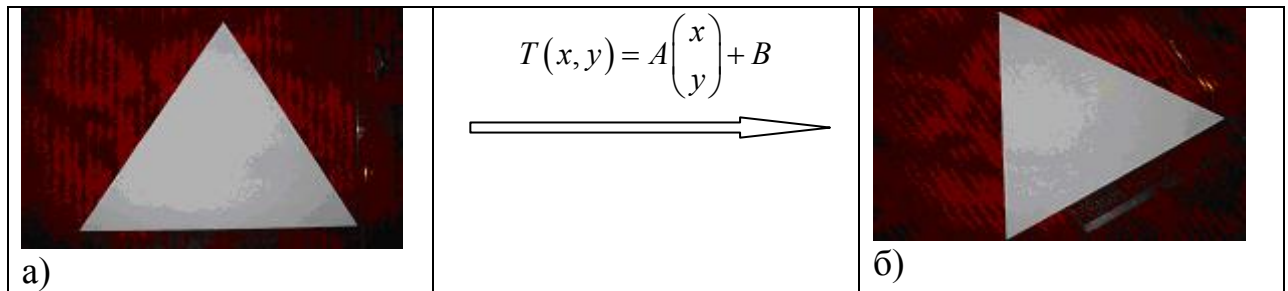


Рис.5. Преобразование изображений
(а – текущее, б – следующее изображение)

Матрицы аффинного преобразования выглядят следующим образом

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix}.$$

Для нахождения коэффициентов матриц достаточно проанализировать преобразования трех точек пространства. Тогда аффинное преобразование выглядит следующим образом:

$$\begin{bmatrix} x_1 & x_2 & 1 \\ y_1 & y_2 & 1 \\ z_1 & z_2 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_{11} \\ a_{12} \\ b_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x'_1 \\ x'_2 \\ x'_3 \end{bmatrix}, \text{ и } \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & 1 \\ y_1 & y_2 & 1 \\ z_1 & z_2 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_{21} \\ a_{22} \\ b_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y'_1 \\ y'_2 \\ y'_3 \end{bmatrix},$$

откуда несложно определить элементы искомых матриц.

Зная параметры аффинного преобразования, нетрудно получить оценку линейного и углового перемещения ДО, осуществленного при переходе от изображения (рис.5,а) к изображению (рис.5.б).

После решения задачи оценивания перемещения по изображениям, в контур системы управления можно ввести блок оценивания вектора состояния на основе аффинных преобразований.

На рис.6 приведена схема управления [2] динамическим объектом (на примере системы второго порядка).

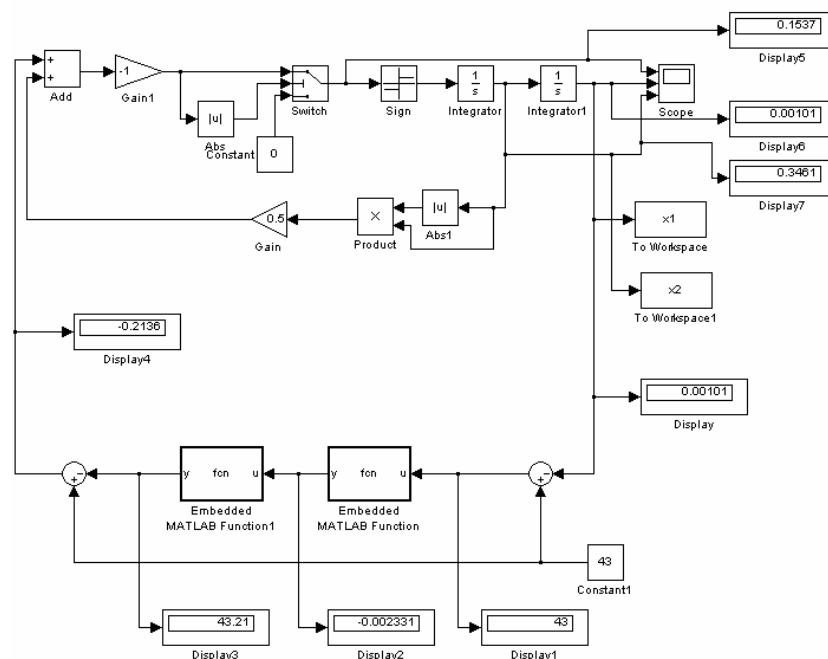


Рис. 6. Схема моделирования управления колебательной системой

На блок управления подается оценка состояния, полученная в результате приведенных выше преобразований.

Выводы

В данной работе предложен метод оценки состояния динамической системы, основанный на применении аффинных преобразований с предварительным расчетом параметров цифровой камеры на базе нечеткой арифметики. Перспективным представляется направление построение динамической модели изменения изображений для прогнозирования изменения вектора состояния динамической системы.

Библиографический список

- [1] Кроновер Р.М. Фракталы и хаос в динамических системах. Основы теории / Р.М. Кроновер. – М.: Постмаркет, 2000. – 352 с.
- [2] Соколов Ю.Н. Компьютерный анализ и проектирование систем управления: учеб. пособие / Ю.Н. Соколов. – В 3 ч. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – Ч. 3: Оптимальные системы. – 272 с.

УДК 62505

ЗАДАЧА ОПТИМАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ВЫХОДНЫХ РЕАКЦИЙ
ОБЪЕКТА СТАБИЛИЗАЦИИ С ВХОДНЫМ И НЕЗАВИСИМЫМ
ВОЗМУЩЕНИЯМИ

Ермолаева О.В., Прокофьева И.Ю., Даниленко А.А.

Национальный авиационный университет

e-mail: fsu@nau.edu.ua

TASK OF OUTPUT REACTIONS OPTIMAL OBSERVATION FOR OBJECT
OF STABILIZATION UNDER INPUT AND INDEPENDENT DISTURBANCE

O. Ermolaeva, I. Prokofieva, A. Danylenko

National aviation university

e-mail: fsu@nau.edu.ua

Для решения задач аналитического конструирования, таких, как синтез оптимальных систем управления и стабилизации сложных динамических объектов [1], необходимо знать реальные динамические характеристики сигналов, воздействий и помех в системе. Поскольку на реальные системы воздействуют преимущественно стохастические возмущения, то и задача выбора оптимального управления является стохастической. В таких случаях для адекватной оценки стохастического состояния исследуемого объекта решают задачу оптимального наблюдения (оценивания) его выходных реакций.

Процедуру оценивания состояния исследуемого многомерного объекта стабилизации помогает составить структурная схема (рис.1).

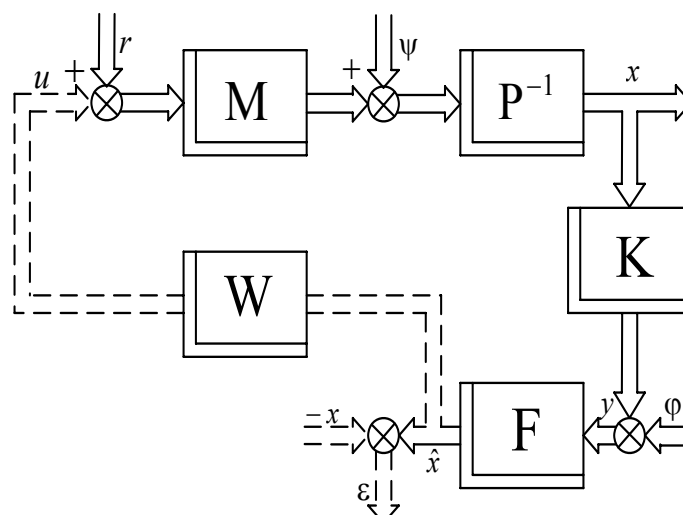


Рис.1. Структурная схема объекта стабилизации с наблюдением его выходных реакций.

Согласно теореме разделения [2], синтез управления по результатам наблюдения выходных координат объекта можно выполнять в два этапа. Сначала оптимально оценивают стохастическое состояние вектора выходных реакций объекта, а затем решают задачу замкнутого управления.

Ниже предлагается методика решения задачи первого этапа – наблюдения вектора выходных координат объекта. Отличие предлагаемой задачи от известных [3] связано с учетом дополнительного вектора помех $\mathbf{r}$ в воспроизведении сигнала управления $\mathbf{u}$ в замкнутой системе.

Объект исследования представлен матрицами $\mathbf{P}$, $\mathbf{M}$ и возмущением $\boldsymbol{\psi}$. На входе объекта действует вектор помех $\mathbf{r}$, характеристики которого известны заранее. Такая помеха может возникать на этапе составления моделей динамики обобщенного объекта путем включения в него внутренних стабилизирующих контуров. Вектор выходных реакций обобщенного объекта $\mathbf{x}$ регистрируется с помощью измерителя $\mathbf{K}$. Процесс измерения сопровождается вектором случайных стационарных помех $\boldsymbol{\varphi}$, приведенным к выходу измерителя. Оптимальное наблюдение измеренного вектора выходных реакций объекта производится наблюдателем с искомой матрицей передаточных функций $\mathbf{F}$, который выдает наилучшую точностную оценку $\hat{\mathbf{x}}$ указанного вектора. На рис.1 также изображен блок оптимального регулятора с матрицей передаточных функций $\mathbf{W}$, структуру которого предполагается определять на этапе синтеза стохастического управления.

Необходимо решить задачу оптимального наблюдения вектора выходных сигналов объекта стабилизации – выбрать оптимальную структуру наблюдателя $\mathbf{F}$ таким образом, чтобы доставить минимум функционалу качества наблюдения

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} (\mathbf{S}'_{\varepsilon\varepsilon} \mathbf{R}) ds, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\varepsilon} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}$ – n -мерный вектор ошибки наблюдения вектора выходных координат объекта с неизвестной спектральной плотностью $\mathbf{S}'_{\varepsilon\varepsilon}$; $\mathbf{R}$ – весовая симметрическая позитивно определенная матрица размерности $n \times n$.

Пусть движение объекта стабилизации описывается уравнением вида

$$\mathbf{P}\mathbf{x} = \mathbf{M}(\mathbf{u} + \mathbf{r}) + \boldsymbol{\psi}, \quad (2)$$

где $\mathbf{P}$, $\mathbf{M}$ – известные полиномиальные матрицы аргумента $s = j\omega$ размерности $n \times n$ и $n \times m$ соответственно, характеризующие структуру объекта стабилизации, $\mathbf{x}$ – n -мерный вектор выходных реакций объекта; $\mathbf{u}$ – m -мерный вектор сигналов управляющих воздействий, $\mathbf{r}$ – m -мерный вектор сигналов входных возмущений, $\boldsymbol{\psi}$ – n -мерный вектор внешних независимых возмущений, действующих на объект стабилизации.

Вектор выходных реакций объекта в этом случае имеет вид

$$\mathbf{x} = \mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{r} + \boldsymbol{\psi}). \quad (3)$$

Вектор сигналов, получаемых в результате наблюдения выходных координат исследуемого объекта

$$\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{K}\mathbf{x} + \boldsymbol{\varphi}), \quad (4)$$

где $\mathbf{F}$ – искомая матрица передаточных функций наблюдателя размерности $n \times n$; $\mathbf{K}$ – матрица передаточных функций измерителя размерности $n \times n$ вектора выходного сигнала; $\boldsymbol{\varphi}$ – n -мерный вектор помех измерений.

Вектора сигналов $\mathbf{r}$, $\boldsymbol{\psi}$ и $\boldsymbol{\varphi}$ характеризуются известными матрицами спектральных $\mathbf{S}'_{rr}$, $\mathbf{S}'_{\psi\psi}$, $\mathbf{S}'_{\varphi\varphi}$ и взаимных спектральных плотностей $\mathbf{S}'_{\psi r}$ ($\mathbf{S}'_{r\psi}$), $\mathbf{S}'_{\varphi r}$ ($\mathbf{S}'_{r\varphi}$) и $\mathbf{S}'_{\varphi\psi}$ ($\mathbf{S}'_{\psi\varphi}$).

После подстановки уравнений (3) и (4) выражение для ошибки наблюдения имеет вид

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{F}[\mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{r} + \boldsymbol{\psi}) + \boldsymbol{\varphi}] - \mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{r} + \boldsymbol{\psi}) = (\mathbf{F}\mathbf{K} - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{r} + \boldsymbol{\psi}) - \mathbf{F}\boldsymbol{\varphi}; \quad (5)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_* = (\mathbf{r}_*\mathbf{M}_* + \boldsymbol{\psi}_*)\mathbf{P}_*^{-1}(\mathbf{K}_*\mathbf{F}_* - \mathbf{E}_n) - \boldsymbol{\varphi}_*\mathbf{F}_*, \quad (6)$$

где $*$ – знак эрмитова сопряжения.

Учитывая (5) и (6), перепишем функционал качества наблюдения (1) как

$$\begin{aligned} \mathbf{e} = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left\{ (\mathbf{F}\mathbf{K} - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}(\mathbf{K}_*\mathbf{F}_* - \mathbf{E}_n) - \right. \\ \left. - (\mathbf{F}\mathbf{K} - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi r} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi})\mathbf{F}_* - \mathbf{F}(\mathbf{S}'_{r\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1}(\mathbf{K}_*\mathbf{F}_* - \mathbf{E}_n) + \mathbf{F}\mathbf{S}'_{\varphi\varphi}\mathbf{F}_* \right\} \mathbf{R} ds. \end{aligned} \quad (7)$$

Согласно методу Винера-Колмогорова [4], для доставления минимума функционалу (7) необходимо записать его первую вариацию и определить условие тождественного равенства ее нулю. Первая вариация функционала качества наблюдения

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{e} = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left\{ \mathbf{R}(\mathbf{F}\mathbf{K} - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* - \right. \\ \left. - \mathbf{R}(\mathbf{F}\mathbf{K} - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}^{-1} - \mathbf{R}(\mathbf{F}\mathbf{K} - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi r} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi}) - \mathbf{R}\mathbf{F}(\mathbf{S}'_{r\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* + \right. \\ \left. + \mathbf{R}\mathbf{F}\mathbf{S}'_{\varphi\varphi} \right\} \delta \mathbf{F}_* + \delta \mathbf{F} \left\{ (\mathbf{K}_*\mathbf{F}_* - \mathbf{E}_n)\mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{R} - \right. \\ \left. - (\mathbf{K}_*\mathbf{F}_* - \mathbf{E}_n)\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{R} - (\mathbf{K}_*\mathbf{F}_* - \mathbf{E}_n)\mathbf{R}(\mathbf{S}'_{r\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1} - \mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi r} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi}) \times \right. \\ \left. \times \mathbf{F}_*\mathbf{R} + \mathbf{S}'_{\varphi\varphi}\mathbf{F}_*\mathbf{R} \right\} ds = \\ = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left\{ \left(\mathbf{R}\mathbf{F} \left[\mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* - \mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi r} + \right. \right. \right. \\ \left. \left. + \mathbf{S}'_{\varphi\psi}) - (\mathbf{S}'_{r\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* + \mathbf{S}'_{\varphi\varphi} \right] - \mathbf{R}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\psi}) \times \right. \\ \left. \times \mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* - \mathbf{R}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi r} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi}) \right\} \delta \mathbf{F}_* + \delta \mathbf{F} \left\{ \left[\mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{\psi\psi}) \times \right. \right. \\ \left. \times \mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* - (\mathbf{S}'_{r\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* - \mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi r} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi}) + \mathbf{S}'_{\varphi\varphi} \right] \mathbf{F}_*\mathbf{R} - \mathbf{K}\mathbf{P}^{-1} \times \\ \left. \times (\mathbf{M}\mathbf{S}'_{rr}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{r\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi r} + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{R} - (\mathbf{S}'_{r\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{R} \right\} ds. \end{aligned} \quad (8)$$

Введем следующие обозначения:

$$\boldsymbol{\Gamma}_*\boldsymbol{\Gamma} = \mathbf{R}; \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{D}\mathbf{D}_* = & \mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\mathbf{r}\mathbf{r}}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi\mathbf{r}} + \mathbf{S}'_{\mathbf{r}\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* - \mathbf{K}\mathbf{P}^{-1}(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi\mathbf{r}} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi}) - \\ & - (\mathbf{S}'_{\mathbf{r}\varphi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\varphi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* + \mathbf{S}'_{\varphi\varphi}; \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{T} = \mathbf{T}_0 + \mathbf{T}_+ + \mathbf{T}_- = & \mathbf{\Gamma}\mathbf{P}^{-1}[(\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\mathbf{r}\mathbf{r}}\mathbf{M}_* + \mathbf{M}\mathbf{S}'_{\psi\mathbf{r}} + \mathbf{S}'_{\mathbf{r}\psi}\mathbf{M}_* + \mathbf{S}'_{\psi\psi})\mathbf{P}_*^{-1}\mathbf{K}_* + \\ & + (\mathbf{M}\mathbf{S}'_{\varphi\mathbf{r}} + \mathbf{S}'_{\varphi\psi})]\mathbf{D}_*^{-1}; \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь матрицы $\mathbf{\Gamma}$ и $\mathbf{D}$ – результаты винеровской факторизации [1] выражений $\mathbf{R}$ и $\mathbf{D}\mathbf{D}_*$ соответственно; матрицы $\mathbf{T}_0$, $\mathbf{T}_+$ и $\mathbf{T}_-$ – результаты винеровской операции сепарации [1] выражения (11).

Путем подстановки обозначений (9), (10) и (11) в выражение для первой вариации функционала качества наблюдения (8) и выполнения необходимых преобразований можно вывести условие тождественного равенства выражения (8) нулю:

$$\mathbf{F} = \mathbf{\Gamma}^{-1}(\mathbf{T}_0 + \mathbf{T}_+)\mathbf{D}^{-1}. \quad (12)$$

Итак, выражение (12), а также выражения (9), (10) и (11) представляют собой алгоритм для отыскания структуры оптимального наблюдателя выходных реакций обобщенного объекта стабилизации.

Таким образом, поставленная задача оптимального наблюдения выходных координат объекта стабилизации при наличии входных и независимых возмущений решена.

Список использованной литературы:

1. *Блохин Л.Н.* Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982. – 144 с.
2. *Квакернаак Х., Сиван Р.* Линейные оптимальные системы. - М.: Мир, 1977, 650 с.
3. *Ли Р.* Оптимальные оценки, определение характеристик и управление. - М.: Наука, 1966.
4. *Блохін Л.М., Буриченко М.Ю.* Статистична динаміка систем управління.– К.: НАУ, 2003. – 208 с.

ПОСТАНОВКА И АЛГОРИТМ ЗАДАЧИ СТРУКТУРНОЙ
ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДЕЛЕЙ ДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ
СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО ВЛИЯНИЯ ГРУЗОВОЙ ПОДВЕСКИ ПО
ДАННЫМ ЭКСПЕРИМЕНТА

Н. В. Билак, О. В. Литвинова, В. В. Кухар
Национальный авиационный университет,
г. Киев, Украина.
fsu@nau.edu.ua

FORMULATION AND ALGORITHM OF THE PROBLEM OF STRUCTURAL
IDENTIFICATION OF HELICOPTER DYNAMIC MODELS TAKING INTO
ACCOUNT STABILIZING INFLUENCE OF THE CARGO SUSPENSION AND
USING EXPERIMENTAL DATA

N. V. Bilak, O. V. Litvinova, D. V. Zamkovoy, V. V. Kuhar
National Aviation University, Kyiv, Ukraine

Вступление. В последнее время для решения многих актуальных народно-хозяйственных задач существенно расширяются границы применения вертолетов, в результате чего быстро возрастают и требования к характеристикам их движения на заданных траекториях полета в продолжительных стохастических возмущенных режимах. На сегодняшний день вертолеты широко используются как для перевозок пассажиров и грузов, так и для выполнения строительно-монтажных, спасательных, разведывательных работ, тушения пожаров, аэрофотосъемок и т.д.

Задача создания систем стабилизации, которые бы обеспечивали минимальное отклонение вертолета от заданной траектории полета, является актуальной, и заслуживает внимания многих специалистов. Основной путь достижения необходимых точностных характеристик заключается в разработке научно-обоснованных технических предложений по созданию оптимальных структур систем управления и стабилизации программных движений вертолета с учетом влияний на него эксплуатационных стохастических факторов. Целесообразно определять оптимальными как структуру, так и параметры систем стабилизации, достигая при этом наилучших рубежей точности стабилизации на программных траекториях движения с учетом найденных по результатам процедур структурной идентификации [1, 2] математических моделей вертолета и систем вертолет-груз.

В настоящее время идентификации моделей динамики подвижных объектов уделяется повышенное внимание. Это связано с тем, что результаты

идентификации необходимы для решения таких задач, как оптимизация управления полетом, создание систем оперативного динамического контроля качества управления полетом, создания подвижных имитаторов полета и тренажеров, обеспечивающих наилучшую точность имитации полета, сертификация характеристик ЛА и его основных систем, оценки деятельности пилота при управлении ЛА и т. п.

Помимо целей, связанных с определением и совершенствованием аэродинамики ЛА, учитываемых в большинстве практически решенных задач идентификации в настоящее время, существуют не менее важные цели, связанные с совершенствованием точности управления возмущенным полетом в стохастических условиях. Эти цели приобретают главенствующие значения на этапах доводки и эксплуатации ЛА, а также при дальнейшем совершенствовании существующих и находящихся в разработке новых систем управления полетом. Как известно, качество управления полетом оказывает определяющее влияние на эффективность решаемых на борту задач, например, в ответственных режимах полета, при неустойчивом ЛА и т. п. Другими словами, в тех ситуациях, когда важна точность управления полетом или требуется ее максимизация, идентификации подлежат уравнения движения ЛА, динамика основных звеньев системы управления полетом, сигналов и помех в ней. Это, как правило, режимы стабилизации ЛА на заданной программной траектории, т. е. возмущенные режимы полета.

Здесь обязательна стохастическая постановка задач управления, а, следовательно, и линейная, и в процессе идентификации должны быть оценены линеаризованные динамические характеристики ЛА и возмущений. Причем линеаризацию уравнений движения ЛА с целью достижения наилучшей точности желательно выполнять относительно реальных траекторий и условий возмущенного движения. Назначение «слабых» и «сильных» связей в системе уравнений движения ЛА также должно базироваться на состоятельных экспериментальных данных.

Постановка задачи. Управление вертолетом и любой точкой грузовой подвески выполняется в зависимости от вида выполняемых работ. При этом состояние груза возможно контролировать непосредственно с кинотеодолитов установленных на поверхности земли и установленных на грузе датчиков. При этом можно контролировать информацию как о поступательном, так и об угловом движении груза.

Основой проведения исследований является предположение о том, что груз оказывает свое стабилизирующее влияние на вертолет, поэтому физически организовывается внутренний тракт, который даст дополнительную возможность путем подачи на него необходимых управляющих воздействий стабилизировать систему вертолет-груз. Выполнение этих действий связано с задачей нахождения математической модели этого контура, то есть выполнением идентификации его моделей динамики.

Цель настоящей работы состоит в том, чтобы разработать алгоритм идентификации моделей динамики части системы "вертолет - груз" по результатам измерений соответствующих сигналов.

Допустим, что по результатам измерений и предыдущих преобразований нам известна необходимая информация о динамических характеристиках входа, выхода и возмущениях обобщенного динамического объекта вертолет-груз (рис. 1).

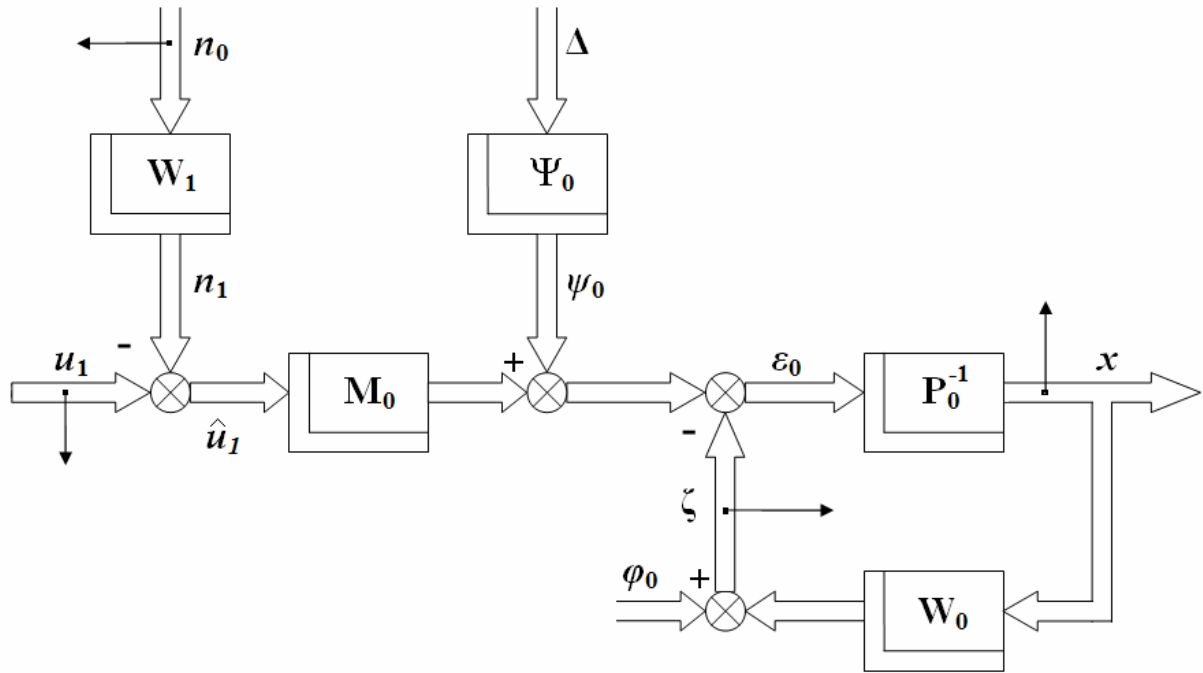


Рис. 1. Структурная схема, поясняющая процедуру идентификации моделей динамики исследуемого контура стабилизации.

На рис.1. показаны: P_0, M_0 – полиномиальные матрицы, характеризующие динамические особенности исследуемого объекта стабилизации, соответствующей размерности, элементы которых – операторные полиномы от $s = j\omega$; Ψ_0 – матрица передаточных функций фильтра, формирующего неконтролируемое внешнее возмущение на объект, формирующее воздействие ψ_0 из вектора белых шумов Δ ; n_0 – приведенный ко входу вектор помех измерения выходной реакции системы x ; u_1 – вектор управляющих сигналов; W_1 – матрица передаточных функций "автопилота" во внутреннем стабилизирующем контуре системы "вертолет-автопилот"; W_0, ϕ_0 – неизвестные до выполнения процедуры структурной идентификации [2] матрица передаточных функций тракта " $x-\xi$ " и вектор неконтролируемых возмущений в тракте.

Пусть возмущенное движение приведенного объекта описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений [1] вида

$$P_0 x = M_0 \hat{u}_1 - W_0 x - \phi_0 + \Psi_0 \Delta,$$

а вектор выходных реакций исследуемого объекта имеет вид

$$x = P_0^{-1} \varepsilon_0 = P_0^{-1} (M_0 \hat{u}_1 - \zeta + \Psi_0 \Delta) = P_0^{-1} M_0 \hat{u}_1 - P_0^{-1} (W_0 x + \varphi_0) + P_0^{-1} \Psi_0 \Delta. \quad (1)$$

Здесь $\hat{u}_1$ - вектор оценок входного (управляющего) сигнала вида $\hat{u}_1 = u_1 - W_1 n_0$.

При дальнейших преобразованиях уравнения (1) получаем

$$x = (P_0 + W_0)^{-1} M_0 \hat{u}_1 - (P_0 + W_0)^{-1} \varphi_0 + (P_0 + W_0)^{-1} \Psi_0. \quad (2)$$

Введем следующие обозначения

$$(P_0 + W_0)^{-1} = P_2^{-1} L_2; \quad (P_0 + W_0)^{-1} M_0 = P_2^{-1} M_2; \quad (P_0 + W_0)^{-1} \Psi_0 = P_2^{-1} \Psi_2,$$

и затем уравнение (2) в виде

$$x = P_2^{-1} M_2 \hat{u}_1 - P_2^{-1} L_2 \varphi_0 + P_2^{-1} \Psi_2 \Delta. \quad (3)$$

С учетом теоремы Винера-Хинчина [1] запишем выражение для матрицы спектральных плотностей вектора выходного состояния системы так

$$S'_{xx} = P_2^{-1} M_2 S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} M_{2*} P_{2*}^{-1} + P_2^{-1} L_2 S'_{\varphi_0 \varphi_0} L_{2*} P_{2*}^{-1} + P_2^{-1} \Psi_2 \Psi_{2*} P_{2*}^{-1}. \quad (4)$$

и матрицы взаимных спектральных плотностей сигналов системы, указанных в индексе, будут иметь вид

$$S'_{\hat{u}_1 x} = P_2^{-1} M_2 S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1}, \quad (5)$$

где $P_2^{-1} M_2 = S'_{\hat{u}_1 x} (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1})^{-1} = S'_{\hat{u}_1 x} (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} + W_1 S'_{n_0 n_0} W_{1*})^{-1};$

$$\begin{aligned} S'_{\hat{u}_1 \zeta} &= W_0 P_2^{-1} M_2 S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} = \\ &= W_0 S'_{\hat{u}_1 x} (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} + W_1 S'_{n_0 n_0} W_{1*})^{-1} S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} = W_0 S'_{\hat{u}_1 x} [E_m + (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1})^{-1} W_1 S'_{n_0 n_0} W_{1*}]^{-1}; \end{aligned} \quad (6)$$

$$S'_{x \zeta} = W_0 S'_{xx} + S'_{x \varphi_0}; \quad (7)$$

$$S'_{x \varphi} = S'_{x \zeta} - W_0 S'_{xx}; \quad (8)$$

Для определения выражения матрицы спектральных плотностей неконтролируемых возмущений составим выражения для матриц спектральных плотностей таких сигналов

$$S'_{\varphi_0 \varphi_0} = S'_{\zeta \zeta} - W_0 S'_{xx} W_{0*} - W_0 S'_{\varphi_0 x} - S'_{x \varphi_0} W_{0*}, \quad (9)$$

$$S'_{\varphi_0 x} = -\hat{P}_2^{-1} L_2 S'_{\varphi_0 \varphi_0} . \quad (10)$$

Выполняя требуемые процедуры структурной идентификации, возможно выразить через уравнения (6) – (10) интересующие матрицы передаточных функций исследуемого объекта, которые будут иметь вид

$$P_2^{-1} M_2 = S'_{\hat{u}_1 x} (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1})^{-1} = S'_{\hat{u}_1 x} (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} + W_1 S'_{n_0 n_0} W_{1*})^{-1} ;$$

$$P_2^{-1} L_2 = -S'_{\varphi_0 x} (S'_{\varphi_0 \varphi_0})^{-1} =$$

$$= P_2^{-1} L_2 = -\{S'_{\zeta x} - S'_{xx} (S'_{x\hat{u}_1})^\# [E_m + W_1 S'_{n_0 n_0} W_{1*} (S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1})^{-1}] S'_{\zeta \hat{u}_1}\} \times$$

$$\times [S'_{\zeta \zeta} - W_0 S'_{xx} W_{0*} - W_0 S'_{\varphi_0 x} - S'_{x\varphi_0} W_{0*}]^{-1} ;$$

$$P_2^{-1} L_2 = -(S'_{x\zeta} - S'_{xx} W_{0*}) (S'_{\zeta \zeta} - W_0 S'_{xx} W_{0*} - W_0 S'_{\varphi_0 x} - S'_{x\varphi_0} W_{0*})^{-1} .$$

Здесь символ «#» – знак псевдообращения прямоугольной матрицы [1].

Особенности матрицы формирующей, внешнее приведенное возмущение можно найти из ниже представленного выражения посредством проведения процедуры винеровской факторизации

$$P_2^{-1} \Psi_2 \Psi_{2*} P_{2*}^{-1} = S'_{xx} - P_2^{-1} M_2 S'_{\hat{u}_1 \hat{u}_1} M_{2*} P_{2*}^{-1} - P_2^{-1} L_2 S'_{\varphi_0 \varphi_0} L_{2*} P_{2*}^{-1} .$$

Таким образом, приведенный алгоритм идентификации позволяет определить модели динамики исследуемого внутреннего контура стабилизации, организованного трактом "x-ξ", т. е. движением грузовой подвески.

Библиографический список

- [1] Азарсков В. Н., Блохин Л. Н., Житецкий Л. С. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации: Монография. – К.: НАУ, 2006. – 437 с.
- [2] Блохін Л. М., Сафронова І. Ю. Новий метод структурної ідентифікації моделей динаміки рухомих об'єктів в штатних режимах функціонування. – Вісник ПНЦ ТАУ, вип.6, 2003. – с. 60 – 62.

АЛГОРИТМ СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАБИЛИЗИРУЕМОГО
ОБЪЕКТА ПО ДАННЫМ СПЕЦИАЛЬНЫХ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Ю.Н. Безкоровайный, В.Г. Вовк, О.В. Литвинова

Национальный авиационный университет

г. Киев, Украина

fsu@nau.edu.ua

Для повышения конкурентоспособности систем стабилизации сложных динамических объектов построение их законов управления должно базироваться на принципах оптимального управления. Исходной информацией для синтеза оптимального управления сложным динамическим объектом являются математическая модель объекта стабилизации в заданном режиме функционирования и модели динамики стохастических возмущений, действующих на объект в заданном режиме. В реальных условиях на произвольный динамический объект воздействуют множество возмущающих факторов, которые отклоняют его параметры от нормативных. Эти возмущающие воздействия носят как правило стохастический характер и информация про их природу, как правило, неполна. Оценить их можно только на этапе структурной идентификации возмущенных моделей динамики как самого объекта, так и действующих на него возмущений в штатных режимах его функционирования, выполняемые по результатам специальных натурных или полунатурных экспериментов.

Известный алгоритм структурной идентификации [1], позволивший провести идентификацию сложного динамического объекта при наличии неконтролируемых воздействий [2]. Однако этот алгоритм не может быть непосредственно использован при наличии контуров стабилизации исследуемого объекта, являющихся необходимыми в штатном режиме его функционирования. Ярким примером такого объекта является вертолет в режиме висения, который, являясь динамически сложным объектом, требует постоянной работы контуров стабилизации [3]. Это затрудняет его идентификацию, т.к. контуры стабилизации значительно искажают и изменяют его динамические свойства как объекта управления.

На вертолет в этом режиме действуют контролируемые управляющие воздействия u_1 , вызванные действиями пилота или системами автоматического управления, контролируемые отклонения органов управления δ , которые являются суммой сигналов управления и внутреннего контура стабилизации, и неконтролируемые возмущающие факторы ψ_1 (например факторы неустойчивости атмосферы). Можно допустить, что неконтролируемые возмущающие факторы некоррелированы с управляющими воздействиями. Внутренний контур стабилизации состоит из двух элементов – системы измерения текущего положения объекта K_1 , имеющего помехи n_1 и закона управления W_1 , определяемые по результатам

специальных стендовых полунатурных испытаний, в условиях близких к реальным [4].

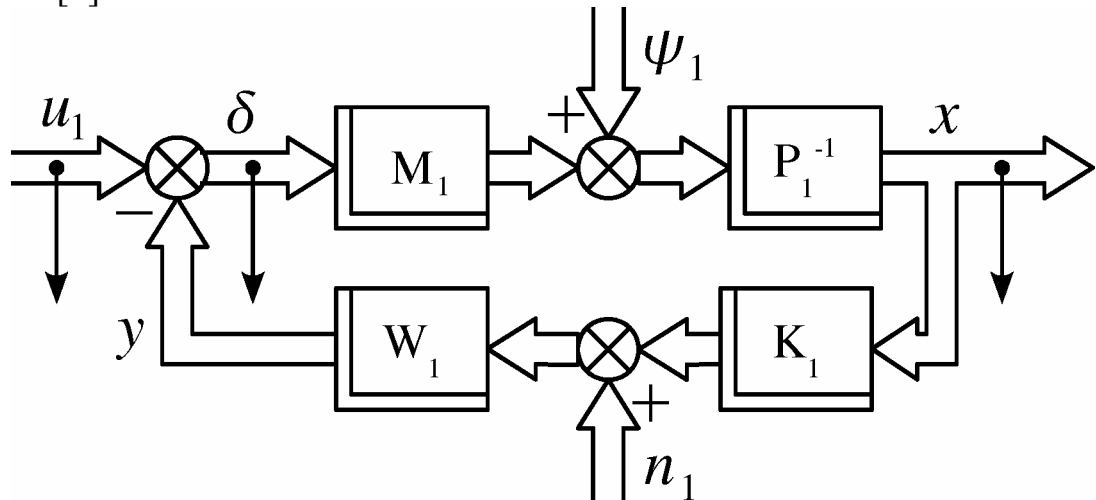


Рис.1. Структурная схема системы стабилизации вертолета в режиме висения

Постановка задачи

Пусть на стабилизируемый сложный объект с внутренним контуром стабилизации в режиме штатного функционирования одновременно действуют векторы управляющих воздействий u_1 , неконтролируемых возмущений ψ_1 , между которыми отсутствует корреляция. Отклонения органов управления δ является суммой сигналов управления u_1 и внутреннего контура стабилизации y . Внутренний контур стабилизации реализует закон управления W_1 и в него входит измеритель K_1 , на результат измерения которого воздействует стохастическое возмущений n_1 , не коррелированное ни с одним из действующих сигналов системы. Контроль доступны вектора сигналов u_1 , δ и выходных реакций объекта x , представляющие собой случайные стационарные центрированные процессы с известными матрицами спектральных и взаимных спектральных плотностей S'_{u1u1} , S'_{xx} , S'_{xu1} , S'_{u1x} , $S'_{\delta\delta}$, $S'_{\delta x}$, $S'_{\delta u1}$

Решение задачи

Пусть стабилизируемый объект описывается системой обычных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, преобразованных по Лапласу вида

$$P_1 x = M_1 \delta + \psi_1, \quad (1)$$

где P_1 , M_1 - матрицы соответствующих размерностей, описывающих динамику стабилизируемого объекта; δ - вектор управляющих воздействий; ψ_1 - вектор неконтролируемых стохастических воздействий.

Вектор ψ_1 можно представить в виде вектора белого шума соответствующей размерности Δ , пропущенного через формирующий фильтр Ψ

$$\psi_1 = \Psi_1 \Delta. \quad (2)$$

Таким образом с учетом (2) систему уравнений (1) можно записать как

$$P_1 x = M_1 \delta + \Psi_1 \Delta. \quad (3)$$

Объект стабилизации охвачен отрицательной обратной связью, состоящей из измерителя K_1 и матрицы передаточных функций W_1 , реализующих известный закон управления

$$y = W_1(K_1 x + n_0), \quad (4)$$

где W_1 - матрица передаточных функций закона управления; K_1 и n_0 - матрица передаточных функций измерителя состояния объекта и вектор помех, действующих на измеритель, определяемые по результатам динамической аттестации [4].

С учетом (4) и некоторых структурных преобразований сигнал рассогласования можно описать как

$$\delta = u_1 - y = u_1 - W_1(K_1 x + n_0) = \hat{u}_1 - W_1 K_1 x, \quad (5)$$

где $\hat{u}_1 = u_1 - W_1 n_0$.

Подставляя (5) в (3) реакцию стабилизируемой системы запишем

$$x = P_1^{-1} M_1 \delta + P_1^{-1} \Psi_1 \Delta = P_1^{-1} M_1 (\hat{u}_1 - W_1 K_1 x) + P_1^{-1} \Psi_1 \Delta$$

Или разрешая систему относительно x

$$x = (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} M_1 \hat{u}_1 + (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} \Psi_1 \Delta. \quad (6)$$

Приведем (6) к стандартному виду (3) вводя обозначения

$$\begin{aligned} P_0^{-1}M_0 &= (P_1 + M_1W_1K_1)^{-1}M_1 \\ P_0^{-1}\Psi_0 &= (P_1 + M_1W_1K_1)^{-1}\Psi_1 \end{aligned} \quad (7)$$

С учетом обозначений (7) система уравнений, описывающих поведение стабилизируемой системы

$$x = P_0^{-1}M_0\delta + P_0^{-1}\Psi_0\Delta. \quad (8)$$

Структурная схема системы с учетом проведенных преобразований имеет вид

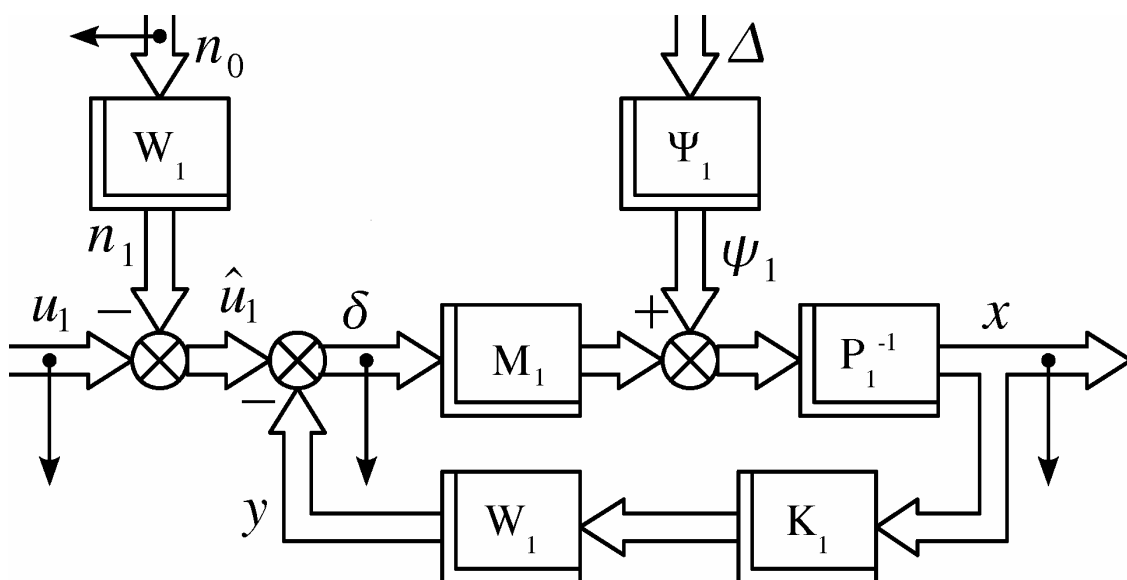


Рис. Структурная схема динамического объекта

Таким образом система уравнений приведена к стандартному виду и ее структуру и параметры можно определить с помощью известного алгоритма идентификации [1], для чего используя теорему Винера-Хинчина запишем матрицы спектральных плотностей сигналов, действующих в системе стабилизации

$$S'_{xx} = P_0^{-1}M_0S'_{\hat{u}\hat{u}}M_0^*P_0^{-1} + P_0^{-1}\Psi_0\Psi_0^*P_0^{-1}, \quad (9)$$

$$S'_{\hat{u}x} = P_0^{-1} M_0 S'_{\hat{u}\hat{u}}, \quad (10)$$

$$S'_{\hat{u}\hat{u}} = S'_{u_1 u_1} + W_1 S'_{n_1 n_1} W_1^*. \quad (11)$$

Из соотношений (10) и (11) можно определить матрицу передаточных функций стабилизируемой системы

$$P_0^{-1} M_0 = S'_{\hat{u}x} (S'_{\hat{u}\hat{u}})^{-1}, \quad (12)$$

а из соотношения (9) можно определить спектральную плотность неконтролируемого возмущения, приведенного к выходу системы

$$P_0^{-1} \Psi_0 S'_{\Delta\Delta} \Psi_0^* P_0^{-1} = S'_{xx} - S'_{\hat{u}x} (S'_{\hat{u}\hat{u}})^{-1} S'_{x\hat{u}} = S'_{\Delta x} S'_{x\Delta}. \quad (13)$$

При необходимости, проведя операцию Винеровской факторизации выражения (13) можно получить матрицу передаточных функций формирующего фильтра (2) стохастических воздействий на стабилизируемую систему

$$P_0^{-1} \Psi_0 = S'_{\Delta x}. \quad (14)$$

Таким образом, используя соотношения (12) и (13) можно определить структуру и параметры системы, эквивалентной стабилизируемой, после чего из соотношений (7) можно выделить передаточные функции непосредственно объекта стабилизации.

Вывод

Предложен научно обоснованный и удобный при практическом применении алгоритм структурной идентификации моделей динамики объекта стабилизации с произвольной динамикой при наличии внутреннего контура стабилизации, обеспечивающего его устойчивость

Библиографический список.

1. Блохин Л.Н., Буриченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління. Підручник. для ВНЗ України. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.
2. Азарсков В.Н. Методология оптимальной модификации управления аэрокосмическими имитаторами полета и тренажерами. — К.: КМУГА, 1996.-229 с.

3. *Володко А.Н.* Основы летной эксплуатации вертолетов. Динамика полета. – М.:Транспорт, 1986. – 263 с.
4. *Блохин Л.Н.* Методология оптимизации регулирования и аттестации на земле бортовых измерительных систем и комплексов воздушных судов.— К.: Издательство общества “Знание” УССР, 1989.-24 с.
5. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации: Монография / Под ред. *Л.Н. Блохина* – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2006. – 440 с.

ЗАДАЧА ОПТИМАЛЬНОГО ОЦІНЮВАННЯ ВИХІДНИХ КООРДИНАТ
БАГАТОМІРНОГО СТАЦІОНАРНОГО ЗАМКНЕНОГО ОБ'ЄКТА З
ВРАХУВАННЯМ ТЕОРЕМИ РОЗДІЛЕННЯ

Юрченко О. М., Кім Є. В., Жабур В. М.
Інститут Електроніки і Систем Управління, НАУ
e-mail:fsu@nau.edu.ua

TASK OF OUTPUT COORDINATES OPTIMAL ESTIMATION FOR
MULTIVARIATE STATIONARY CLOSED OBJECT WITH USAGE
THEOREM OF DIVISION

Yurchenko O. M., Kim Y. V., Zhabur V. M.
Institute of Electronics and Control System, NAU
e-mail:fsu@nau.edu.ua

Вступ

В процесі вирішення задач аналітичного конструювання систем керування складними динамічними об'єктами (об'єкт стабілізації) необхідно знати реальні динамічні характеристики сигналів, впливів і завад в системі, реальні особливості заданої частини системи.

Постановка задачі

На досліджувану систему діють випадкові фактори. Математичні моделі, які використовуються в задачах, не точно описують динаміку реальної системи. Широкі можливості у використанні потужного апарату стохастичного управління при синтезі складних систем відкриває теорема розділення [1]. Згідно з цією теоремою за результатами спостереження вихідних координат об'єкту із стохастичних позицій із найбільшою точністю оцінюють стан об'єкту. Застосування теореми розділення ілюструє наведена на рис.1 структура складного динамічного об'єкту, де u - багатомірний вектор керування, ψ - вектор збурень, що діє на систему, φ - вектор завад, що виникає у вимірювальній системі, x - вектор стану об'єкту, $\hat{x}$ - вектор оптимальних оцінок стану об'єкта.

Об'єкт управління представлений матрицями P та M та збуренням ψ . Вектор вихідних координат x , поступає до вимірювача з матрицею передаточних функцій K . Після вимірюваних координат, разом з завадою φ вектор сигналів y поступає до спостерігача з шуканою матрицею передавальних функцій F , який в свою чергу виконує функцію оптимального оцінювання вектора вихідних координат. Спостерігач видає найкращу точну оцінку вихідних координат $\hat{x}$.

Необхідно вирішити задачу синтезу оптимальної структури спостерігача, використовуючи теорему розділення. Синтез полягає у виборі оптимальної структури спостерігача, який доставить мінімум функціоналу якості

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{+j\infty} \text{tr}(S'_{\varepsilon\varepsilon} R) ds,$$

(1)

де $\varepsilon = \hat{x} - x$, $S'_{\varepsilon\varepsilon}$ – транспонована матриця спектральних щільностей помилки ε , R – позитивно визначена вагова матриця.

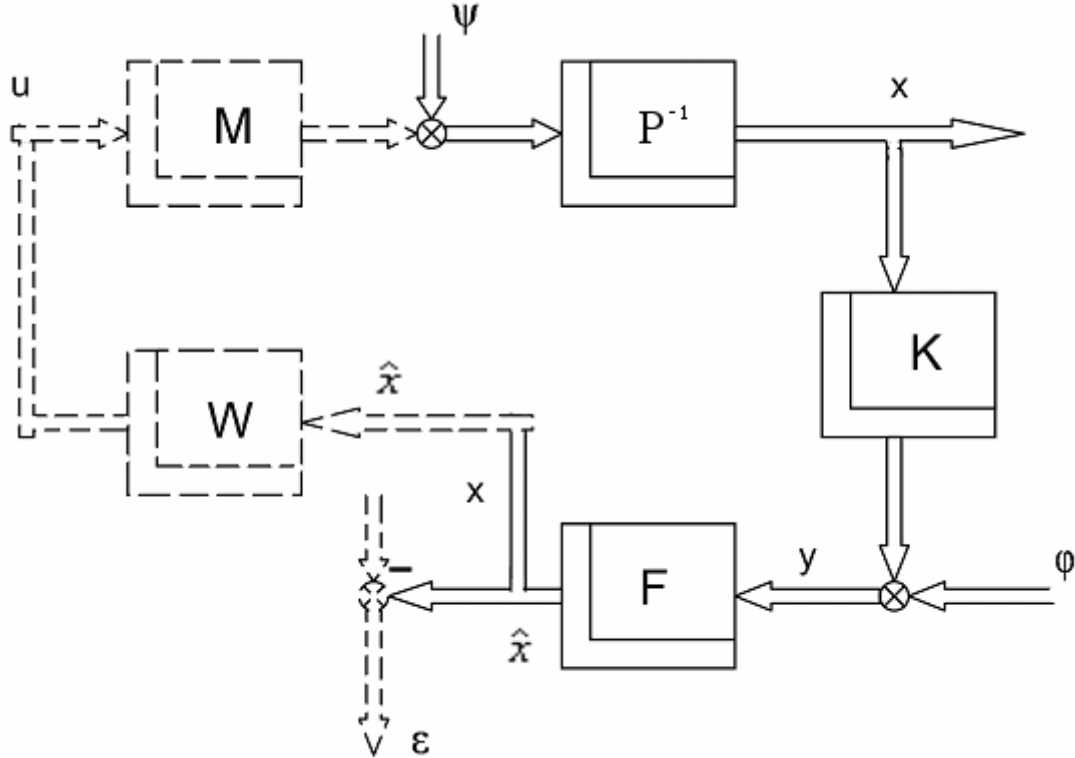


Рис.1. Структурна схема багатомірною стаціонарного замкненого об'єкта стабілізації

Задачу оптимальної оцінки вихідного стану лінійного динамічного об'єкту при випадкових впливах за неповними вимірюваннями в частотній області поставимо і вирішимо таким чином [2].

Нехай рух об'єкта стабілізації описується системою звичайних диференціальних рівнянь виразу

$$Px = Mu + \psi$$

(2)

де, P і M – це матриці розмірностей відповідно $n \times n$ та $n \times m$, операторні елементи яких – поліноми від $s = j\omega$;

x – n -мірний вектор вихідних реакцій об'єкта; u – m -мірний вектор управління; ψ – n -мірний вектор збурень, який являє собою n -мірний центрований стаціонарний випадковий процес з відомою матрицею спектральних щільностей $S_{\psi\psi}$.

Сигнал спостереження має вид

$$y = Kx + \varphi$$

(3)

де K – матриця передаточних функцій системи вимірювання.

Вихід об'єкта (вектор стану) як бажаний сигнал буде мати вигляд

$$x = P^{-1}\psi.$$

(4)

Рішення задачі

Таким чином, вектор сигналу, який отримаємо після оцінювання спостерігачем має вигляд

$$\hat{x} = Fy = F(Kx + \varphi),$$

(5)

Враховуючи рівняння (2) та (4) отримаємо помилку оцінювання ε у вигляді

$$\varepsilon = \hat{x} - x = F(Kx + \varphi) - x = F(KP^{-1}\psi + \varphi) - P^{-1}\psi = (FK - E_n)P^{-1}\psi + F\varphi$$

(6)

Знайдемо ермітово-спряжену похибку оцінювання ε_* у вигляді

$$\varepsilon_* = \psi_* P_*^{-1} (K_* F_* - E_n) + \varphi_* F_*$$

(7)

Враховуючи вирази (5) та (7), знайдемо матрицю спектральної щільності вектора сигналів похибки оцінювання за теоремою Вінера – Хінчіна як

$$S'_{\varepsilon\varepsilon} = \langle \varepsilon\varepsilon_* \rangle = (FK - E_n)P^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}(K_*F_* - E_n) + (FK - E_n)P^{-1}S'_{\varphi\psi}F_* + FS'_{\psi\varphi}P^{-1}(K_*F_* - E_n) + FS'_{\varphi\varphi}F_*$$

(8)

де $S_{\psi\psi}$ - матриця спектральної щільності вектора впливу, $S_{\varphi\varphi}$ - матриця спектральної щільності завад.

Функціонал якості (1) оцінки виходу об'єкту буде мати вигляд

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\omega}^{+j\omega} \text{tr}(S'_{\varepsilon\varepsilon} R) ds = \frac{1}{j} \int_{-j\omega}^{+j\omega} \{ [(FK - E_n)P^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}(K_*F_* - E_n) + (FK - E_n)P^{-1}S'_{\varphi\psi}F_* + FS'_{\psi\varphi}P^{-1}(K_*F_* - E_n) + FS'_{\varphi\varphi}F_*] \} ds$$

(9)

Мінімізацію функціоналу (9) виконаємо за допомогою методу Вінера-Колмогорова. Згідно цього методу необхідно визначити умови, при яких перша варіація тотожно дорівнювала нулю.

Перша варіація функціоналу якості має вигляд

$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\omega}^{+j\omega} \text{tr} \{ [RF(KP^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}K_* + KP^{-1}S'_{\varphi\psi} + S'_{\psi\varphi}P_*^{-1}K_* + S'_{\varphi\varphi}) - R(P^{-1}S'_{\varphi\varphi}P_*^{-1}K_* + P^{-1}S'_{\varphi\psi})] \delta F_* + \delta F [FR(KP^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}K_* + KP^{-1}S'_{\varphi\psi} + S'_{\psi\varphi}P_*^{-1}K_* + S'_{\varphi\varphi}) - R(P^{-1}S'_{\varphi\varphi}P_*^{-1}K_* + P^{-1}S'_{\varphi\psi})]_* \} ds \quad (10)$$

Введемо позначення:

$$R = \tilde{A}_* \tilde{A}$$

(11)

$$DD_* = KP^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}K + KP^{-1}S'_{\varphi\psi} + S'_{\psi\varphi}P_*^{-1}K_* + S'_{\varphi\varphi}$$

(12)

$$(13) \quad T = T_0 + T_+ + T_- = \tilde{A}P^{-1}(S'_{\psi\psi}P_*^{-1}K_* + S'_{\varphi\psi})D_*^{-1}$$

де Γ , D – матриці отримані після вінерівської факторизації [3],

T_0, T_+, T_- – результати вінерівської сепарації [3].

З урахуванням виразів (11) – (13), варіацію (10) можна записати у наступному виді

$$(14) \quad \delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\omega}^{+j\omega} \text{tr} \{ \tilde{A}_* [\tilde{A}FD - (T_0 + T_+ + T_-)] D_* \delta F_* + \delta FD [\tilde{A}FD - (T_0 + T_+ + T_-)]_* \tilde{A} \} ds$$

Після підстановок позначень (10), (11), (12) в (9), отримаємо таку структуру спостерігача: Алгоритм синтезу структури оптимального спостерігача

$$(15) \quad \tilde{A}FD = T_0 + T_+ \text{ або } F = \tilde{A}^{-1}(T_0 + T_+)D_*^{-1},$$

яке сумісно з виразами (11) – (13) є алгоритмом синтезу оптимальної структури спостерігача F з урахуванням вхідної інформації.

Висновок:

Таким чином, знайдена структура спостерігача F є оптимальною. Звідси випливає, що задача оцінювання вихідних координат багатомірної замкненої системи, враховуючи теорему розділення – вирішена.

Список використаної літератури:

1. Квакуернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы. - М.: Мир, 1977, 650 с.
2. Блохин Л.Н., Кадышев И.К., Трифонов-Богданов П.И. Основы навигации и пилотажно-навигационные комплексы: Учебник для вузов ГА. – М.: Возд.транс., 1993 .-243 с.
3. Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982. – 144 с.
4. Блохін Л.М., Буриченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.

ЗАДАЧА СИНТЕЗУ ОПТИМАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ РЕГУЛЯТОРА РУХУ РОЗІМКНЕНОГО ДИНАМІЧНОГО ОБ'ЄКТУ ПРИ НЕПОВНИХ ВИМІРЮВАННЯХ

Д.В. Замковий, Р.І. Васильняк, С.С. Литовка
Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна
fsu@nau.edu.ua

A TASK OF SYNTHESIS OF OPTIMAL STRUCTURE OF REGULATOR OF MOVEMENT OF AN OPEN-LOOP DYNAMIC OBJECT AT INCOMPLETE MEASUREMENTS

D.V. Zamkovyy, R.I. Vasylniak, S.S. Litovka
National Aviation University, Kyiv, Ukraine
fsu@nau.edu.ua

Задача синтезу оптимальної структури регулятора руху складного лінійного інваріантного у часі багатовимірною динамічного об'єкту при випадкових впливах по неповним вимірюванням поставлена і виконана методом Вінера-Колмогорова[1,2]. На практиці часто виникають ситуації, коли при синтезі зазначеної структури необхідно враховувати взаємну корельованість векторів сигналів програми r , завади її завдання φ та впливів ψ , що діють у процесі руху на об'єкт.

Розглянемо задачу синтезу оптимальної структури регулятора руху об'єкту у тракці бажаного (структура Φ) інтегро-диференціюючого перетворення, програми руху r (рис.1).

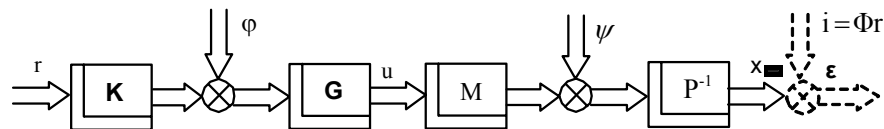


Рис.1. Структурна схема розімкненого тракту

Нехай рух об'єкту описується системою лінійних диференціальних рівнянь, перетворених за Фур'є, виду

$$x = Mu + \psi, \quad (1)$$

де P і M – матриці розміру $n \times n$ і $n \times m$ відповідно, усі елементи яких суть операторні поліноми аргументу $s = j\omega$; x – n -вимірний випадковий стаціонарний процес з відомими матрицями спектральних щільностей S_{xx} і взаємних спектральних щільностей $S_{\varphi x}$ і $S_{x\varphi}$, $S_{\psi x}$ і $S_{x\psi}$, S_{rx} і S_{xr} ; r – вектор програмних сигналів, що являють собою n -вимірний стаціонарний випадковий процес з відомими матрицями спектральних щільностей S_{rr} та

взаємних спектральних щільностей $S_{r\varphi}$ і $S_{\varphi r}$, $S_{r\psi}$ і $S_{\psi r}$; ψ – вектор збурень, що діють на об’єкт, який є n -вимірним стаціонарним випадковим процесом з відомою матрицею спектральних щільностей $S_{\psi\psi}$.

На структурній схемі тракту, що регулюється, відображені також через K – матриця передаточних функцій задатчика програми розміру $n \times n$ та через φ – вектор завад завдання програми, який є n -вимірним випадковим стаціонарним процесом з відомою матрицею спектральних щільностей $S_{\varphi\varphi}$.

Необхідно синтезувати таку структуру регулятора G , який доставить мінімум функціоналу якості дії тракту виду

$$e = \langle \varepsilon'(t) R \varepsilon(t) \rangle + \langle u' C u \rangle = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr}(S'_{\varepsilon\varepsilon} R + S'_{uu} C) ds, \quad (2)$$

де $S'_{\varepsilon\varepsilon}$ – транспонована матриця спектральних щільностей вектору помилок системи виду

$$\varepsilon = x - \Phi i, \quad (3)$$

S'_{uu} – транспонована матриця спектральних щільностей вектора сигналів управління; R і C – позитивно визначені вагові матриці розмірів $n \times n$ і $n \times m$ відповідно; tr – слід матриці, $\langle \rangle$ – символ математичного очікування.

За теоремою Вінера-Хінчина[3] спочатку визначимо матриці спектральних щільностей векторів помилок системи $S'_{\varepsilon\varepsilon}$ та управління S'_{uu} .

Використовуючи вираз (1) і (3), а також структурну схему тракту (рис.1) можливо записати вираз векторів ε і u таким чином

$$\varepsilon = (P^{-1}MGK - \Phi)r + P^{-1}MG\varphi + P^{-1}\psi; \quad (4)$$

$$u = G(Kr + \varphi) \quad (5)$$

За допомогою теореми Вінера-Хінчина шукані матриці спектральних щільностей мають вигляд

$$\begin{aligned} S'_{\varepsilon\varepsilon} = & \langle [(P^{-1}MGK - \Phi)r + P^{-1}MG\varphi + P^{-1}\psi][r_*(K_*G_*M_*P_*^{-1} - \\ & - \Phi_*) + \varphi_*G_*M_*P_*^{-1} + \psi_*P_*^{-1}] \rangle = (P^{-1}MGK - \Phi)S'_{rr}(K_*G_*M_*P_*^{-1} - \\ & - \Phi_*) + (P^{-1}MGK - \Phi)S'_{\varphi r}G_*M_*P_*^{-1} + P^{-1}S'_{\psi r}P_*^{-1} + (P^{-1}MGK - \\ & - \Phi)S'_{\psi r}P_*^{-1} + P^{-1}MGS'_{rr}(K_*G_*M_*P_*^{-1} - \Phi_*) + P^{-1}MGS'_{\varphi\varphi}G_*M_*P_*^{-1} + \\ & + P^{-1}MGS'_{\psi\varphi}P_*^{-1} + PS'_{r\psi}(K_*G_*M_*P_*^{-1} - \Phi_*) + P^{-1}S'_{\psi\psi}G_*M_*P_*^{-1}; \end{aligned} \quad (6)$$

$$S'_{uu} = \langle G(Kr + \varphi)(r_*K_* + \varphi_*)G_* \rangle = G(KS'_{rr}K_* + KS'_{\varphi r} + S'_{r\varphi}K_* + S'_{\varphi\varphi})G_* \quad (7)$$

де «*» - знак ермітового спряження.

З метою вирішення задачі синтезу введемо наступні позначення

$$\Gamma_* \Gamma = M_* P_*^{-1} R P_*^{-1} M + C; \quad (8)$$

$$DD_* = K S'_{rr} K_* + K S'_{\varphi r} + S'_{r\varphi} + S'_{\varphi\varphi} \quad (9)$$

$$T = T_0 + T_+ + T_- = \Gamma_*^{-1} M_* P_*^{-1} R [\Phi (S'_{rr} K_* + S'_{\varphi r}) - P^{-1} (S'_{r\psi} K_* + S'_{\varphi\psi})] D_*^{-1} \quad (10)$$

де, Γ - результат операції вінеровської факторизації[1] матриці (8), D - результат операції вінеровської факторизації матриці (9), «+», «-» та «₀» - знаки операції вінеровської сепарації[1] матриці (10).

Для вибору найкращої структури G регулятора(фільтру) необхідно вирішити задачу мінімізації функціоналу (2) на класі лінійних дробно-раціональних стійких функцій G , які мають аналітичну в ППП варіацію δG . Використовуючи процедуру[3,4] методу Вінера-Колмогорова, необхідно спочатку знайти першу варіацію функціоналу, та визначити умови, при яких варіація тотожно дорівнює нулю. Причому обов'язково необхідно врахувати вимогу фізичної реалізуємості матриці G .

Запишемо першу варіацію функціоналу (2) з врахуванням виразів (6), (7) та позначень (8), (9), (10) у вигляді

$$\begin{aligned} \delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \{ \Gamma_* [\Gamma G D - \Gamma_*^{-1} M_* P_*^{-1} R (\Phi S'_{rr} K_* + \Phi S'_{\varphi r} - P^{-1} S'_{r\psi} K_* - \\ - P^{-1} S'_{\varphi\psi}) D_*^{-1}] D_* \delta G_* + \delta G D [D_* G_* \Gamma_* - D^{-1} (K S'_{rr} \Phi_* + S'_{r\varphi} \Phi_* - \\ - K S'_{\psi r} P_*^{-1} - S'_{\psi\varphi} P_*^{-1}) R P_*^{-1} M \Gamma_*^{-1}] \Gamma \} ds \end{aligned} \quad (11)$$

Умовою, за якою дана варіація рівна нулю, буде

$$G = \Gamma^{-1} (T_0 + T_+) D^{-1}. \quad (12)$$

Вираз (12) та матриці Γ , D , T_0 і T_+ , які визначаються шляхом операцій вінеровської факторизації та сепарації виразів (8), (9), та (10) є достатніми для практичного вирішення задачі синтезу при використанні лише вхідної інформації задачі. Отже вираз (12) сумісно з рівняннями (8), (9) і (10), можна вважати алгоритмом визначення матриці оптимальних передавальних функції регулятора.

Також необхідно зазначити, що підставивши вирази (8), (9), (10) та (12) у функціонал якості (2) можна оцінити також мінімальну дисперсію помилки оцінювання виходу складного об'єкту в умовах, наближених до експлуатаційних.

Оскільки, результат обчислення інтеграла є функції конструктивних та експлуатаційних (наприклад, співвідношення сигнал/шум) параметрів, то можливе дослідження якості синтезованої оптимальної системи в досить широкому діапазоні змін зазначених параметрів, а також визначених змін

параметрів структури регулятора. Останнє положення фактично дозволяє створювати оптимальні адаптивні системи.

Таким чином, поставлена задача синтезу вирішена.

Бібліографічний список:

1. *Блохин Л.Н.* Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техника, 1982 – 143 с.
2. *Алиев Ф.А., Ларин В.Б., Науменко К.И., Сунцев В.Н.* Оптимизация линейных инвариантных во времени систем управления. – К.: Наук. думка, 1978. – 416 с.
3. *Азарсков В.М., Блохин Л.М., Житецкий Л.С.* Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации: Монография – К.: НАУ, 2006. – 440 с.
4. *Ларин В.Б., Науменко К.И., Сунцев В.Ц.* Синтез оптимальных линейных систем с обратной связью. – К.: Наук. думка, 1973 - 151 с.

Управление самолетом в вертикальной плоскости является наиболее сложным элементом полета, особенно в режимах существенного изменения режима полета, таких как взлет, набор высоты, снижение с определенными параметрами полета, обеспечивающие заданные условия и критерии оптимальности. Особенно эта проблема стала острой в последнее время, так как существенно повысились требования к точности полета самолета на заданной траектории в связи с резким увеличением насыщенности воздушного пространства, неприемлемыми стали требования по выдерживанию определенных экономических требований и безопасности полета.

Все это в общей сложности требует существенного улучшения траекторного управления в вертикальной плоскости и нахождения новых подходов к оптимизации алгоритмов управления полетом самолета. Существенным при этом является необходимость использования новых теоретических основ синтеза оптимальных алгоритмов по определенным критериям и применения информации, обеспечивающей наибольшую вероятностную оценку состояния самолета в пространстве и выполнение заданных требований по выдерживанию установленной траектории полета и критериев оптимальности по точности, экономичности и безопасности полета.

В данном материале делается попытка обобщить некоторые возможные способы выполнения этих условий и выделить из них те, которые заслуживают наибольшее внимание. Рассматриваются наиболее используемые методы обеспечения управляющих сигналов САУ для осуществления управления самолетом в вертикальной плоскости и выделяется метод, который позволяет осуществлять управление полетом с выдерживанием заданных критериев по точности, экономичности и безопасности полета.

Полет самолета по заданной траектории в вертикальной плоскости в основном определяется управляющими воздействиями по двум каналам: каналу управления рулем высоты и каналу управления скоростью полета. Управление полетом самолетом в вертикальной плоскости только с использованием одного канала, – канала руля высоты, – имеет существенные недостатки. Именно поэтому в последнее время нашло применение использование второго канала, – канала управления скоростью полета.

Модель силовой установки является нелинейной и многомерной. Она строится на основе функционального описания работы элементов двигателя и его внутренних контуров управления, должна достаточно точно отражать

динамические и статические свойства двигателя и в то же время быть не очень сложной, чтобы не возникло трудностей анализа и синтеза контуров управления скоростью.

Модель двигателей должна также обеспечивать получение явной связи тяги двигателя P с перемещением рычага управления двигателем δ_{PYD} .

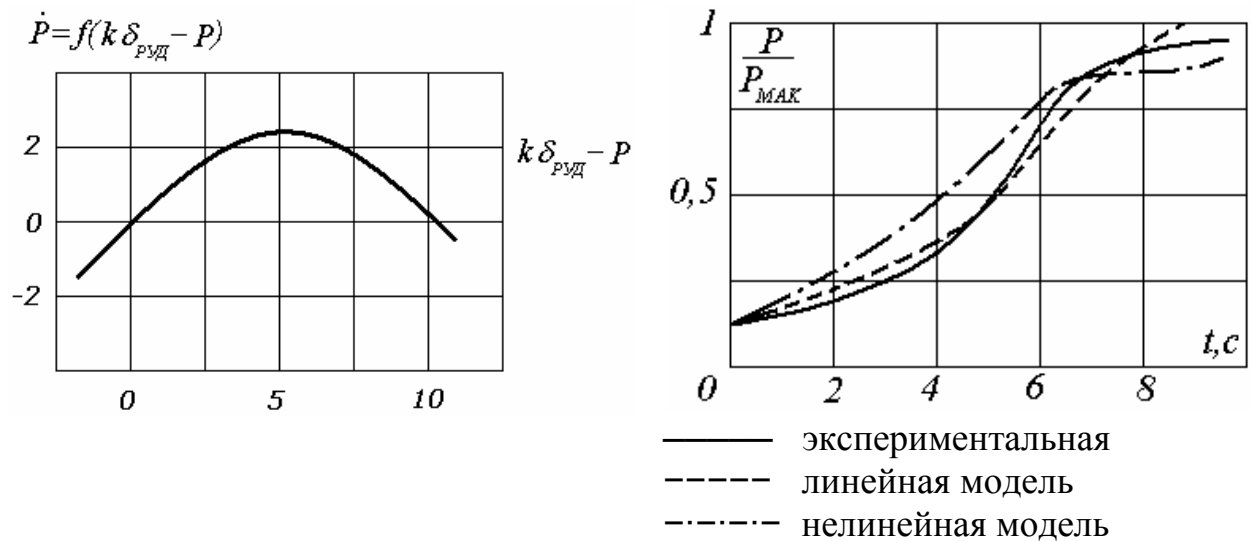
Упрощенная модель двигателя может быть представлена дифференциальным нелинейным уравнением:

$$\dot{P} = \sum_{i=1}^m d_i (k\delta_{PYD} - P)^i \quad (1)$$

где d_i и k – нелинейные функции высоты и числа M полета;

$$m = 2 - 3$$

Типичный вид функции $f(k\delta_{PYD} - P)$ для $m = 2$ имеет вид.



Сравнение экспериментальных и расчетных переходных функций показывает достаточную точность предложенной модели (ошибка 7-9%).

Распространенная модель двигателя типа апериодического звена дает более грубое приближение (ошибка 20-23 %).

Для описания процесса управления скоростью полета уравнение необходимо дополнить уравнениями продольного движения.

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\ mV\dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ I_z \dot{\omega}_z &= M_z \\ \dot{\psi} &= \omega_z \\ \psi &= \theta + \alpha \\ \dot{H} &= V \sin \theta \\ q &= \frac{\rho V^2}{2} \\ \rho &= \rho(H) \end{aligned} \quad (2)$$

Уравнения (1), (2) в рамках сделанных допущений позволяют описывать управление продольным движением «в большом» при одновременном воздействии на тягу двигателя и на руль высоты.

Типичным примером управления продольным движением «в большом» может служить набор высоты. В простейшем случае задается программа изменения высоты и скорости полета $V_0(t)$ и $H_0(t)$ или программа изменения скорости в функции высоты полета.

Программное автоматическое регулирование высоты и скорости является достаточно распространенным способом управления продольным движением центра масс самолета. Однако он имеет принципиальный недостаток – критичность к изменению условий полета и параметров самолета по отношению к расчетным.

Более перспективным представляется способ оптимизации управления, основанный на текущей идентификации параметров самолета. В этом случае заданное качество управления продольным движением достигается минимизацией некоторого функционала и формирования оптимальных воздействий на руль высоты и РУД.

Для описания процесса стабилизации скорости полета путем управления тягой двигателя воспользуемся уравнениями длиннопериодического движения, включив в вектор состояния приращение тяги двигателя:

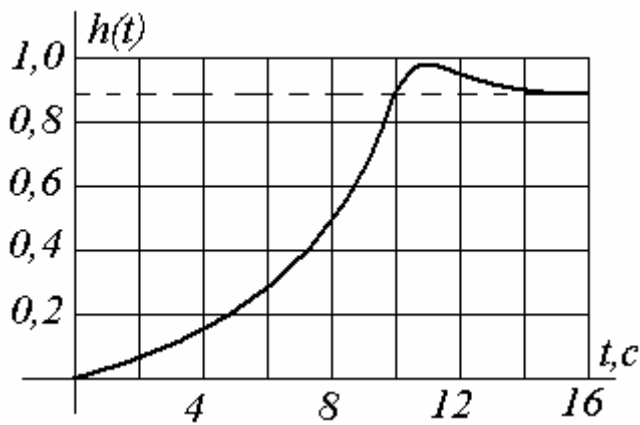
$$\begin{aligned}\Delta \dot{V} + \alpha_x^V \Delta V + \alpha_x^\alpha \Delta \alpha + \alpha_x^\theta \Delta \theta + \alpha_x^P \Delta P &= -\dot{U}_x \\ \Delta \dot{\theta} + \alpha_y^V \Delta V + \alpha_y^\alpha \Delta \alpha + \alpha_y^P \Delta P &= 0 \\ \alpha_{m_z}^\alpha \Delta \alpha &= \delta_{m_z}^{\delta_B} (-\Delta \delta_B)\end{aligned}$$

Расширение вектора состояния влечет за собой изменение коэффициентов α_x^V, α_y^V и появление новых коэффициентов:

$$\alpha_x^V = \frac{X^V}{m}; \quad \alpha_y^V = \frac{Y^V}{mV_0}; \quad \alpha_x^P = -\frac{\cos \alpha_0}{m}.$$

Управление тягой двигателя в интересах стабилизации скорости (или числа M) обычно сопровождается стабилизацией высоты полета, и можно пренебречь не только вариациями высоты, но и полагать $\Delta \theta = 0$. Тогда первое уравнение системы становится практически автономным, а приращения $\Delta \alpha$ и $\Delta \theta$, возникающие в процессе стабилизации высоты полета, можно отнести к возмущающим воздействиям.

Постоянная времени линейной модели двигателя зависит от условий полета и режима работы двигателя. Типичный характер переходной функции по скорости имеет вид:



Сравнение с переходной функцией контура стабилизации скорости полета через канал руля высоты не выявляет заметных отличий.

Одно из преимуществ стабилизации скорости полета с помощью автомата, изменяющего тягу двигателя (автомата тяги), – возможность сохранения прямолинейного полета.

Это свойство приобретает особое значение на этапах «пробивания облачности» и захода на посадку.

Условием устойчивости полета является равновесие всех внешних сил, действующих на самолет.

Уравнения прямолинейного установившегося движения в вертикальной плоскости без крена и без скольжения имеют вид:

$$P \cos(\alpha - \varphi) = C_x S \frac{\rho V^2}{2} + G \sin \nu$$

$$C_y S \frac{\rho V^2}{2} + P \sin(\alpha - \varphi) = G \cos \nu$$

Метод аэродинамического расчета, основанный на сравнении величин потребной и располагаемой тяг, является основным методом аэродинамического расчета.

В методе тяг условием установившегося полета является равенство потребной и располагаемой сил тяги.

Исходными уравнениями данного метода аэродинамического расчета являются эти уравнения. Сопоставляемыми параметрами служат сила тяги, потребная для прямолинейного установившегося полета под некоторым углом θ к горизонту (потребная тяга), и сила тяги, развиваемая двигателем, установленным на самолете (располагаемая тяга).

Допустимые по условиям безопасности полета значения $C_{y_{БЕЗ}}$ составляют лишь некоторую долю (0.7 – 0.9) от величины $C_{y_{MAX}}$ и берутся из данных летных испытаний самолетов.

Таким образом, на каждой высоте полета существует определенный диапазон скоростей от V_{MIN} до V_{MAX} , внутри которого возможен установившийся горизонтальный полет.

Время подъема самолета на различные высоты H можно определить на основании следующих соображений.

Пусть в некоторый момент времени t вертикальная составляющая скорости самолета равна $V_{y_{MAX}}$; тогда за малое время dt самолет поднимается на малую высоту dH , так что

$$dt = \frac{dH}{V_{y_{MAX}}}.$$

Интегрируя это уравнение, получим выражение для наименьшего времени подъема самолета на высоту H :

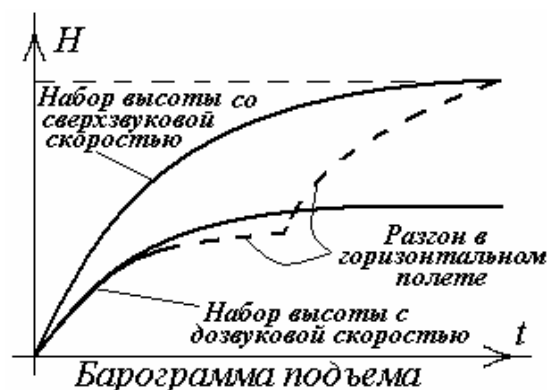
$$t = \int_0^H \frac{dH}{V_{y_{MAX}}}.$$

Этот интеграл определяют обычно графически. Для этого строят зависимость:

$$\frac{1}{V_{y_{MAX}}} = f(H).$$

Планиметрируя площадь, ограниченную осью ординат (H), осью абсцисс $\left(\frac{1}{V_{y_{MAX}}}\right)$ и кривой $\frac{1}{V_{y_{MAX}}} = f(H)$, находят время подъема t .

Зависимость времени подъема t от высоты полета H называют барограммой подъема.

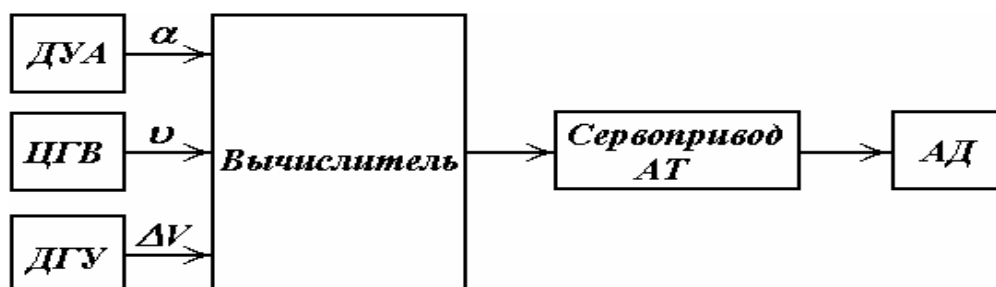


Использование информации об угле атаки в автомате тяги основано на известной зависимости между углом атаки α и скоростью полета V . Для конкретной коррекции используются аэродинамические характеристики конкретного самолета.

Закон управления автомата тяги, использующего информацию об угле атаки, имеет вид:

$$\Delta\delta_d = k_d^\alpha (\alpha_s - \alpha) + k_d^{\dot{V}} \Delta\dot{V} + k_d^v \Delta v$$

Функциональная схема, реализующая подобный закон управления имеет вид:



В этой схеме присутствуют следующие элементы:

ДУА – датчик угла атаки;

ЦГВ – центральная гировертикаль;

ДГУ – датчик горизонтального ускорения (акселерометр).

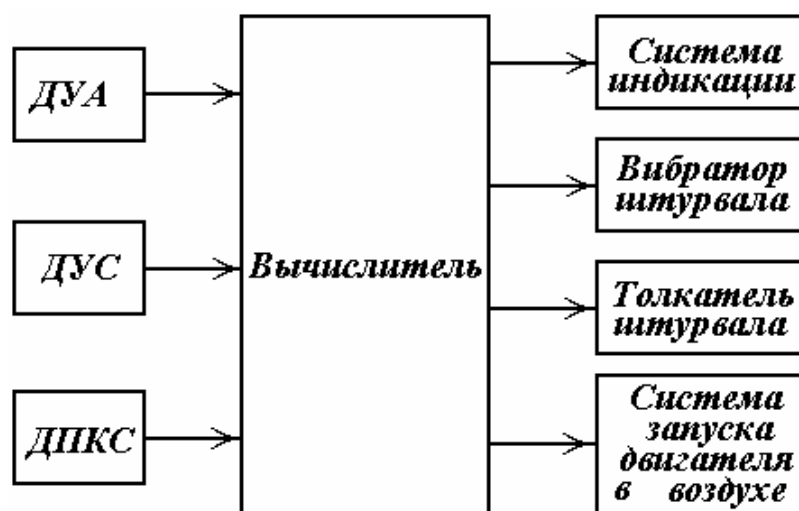
Закон управления может быть реализован, как при жесткой обратной связи, так и при скоростной обратной связи.

Сигнал, пропорциональный горизонтальному (продольному) ускорению, служит для демпфирования колебаний переходного процесса по скорости.

Сигнал, пропорциональный изменению угла тангажа Δv , является форсирующим для работы системы автомата тяги, так как переходные процессы по углу тангажа происходят значительно быстрее процессов регулирования скорости полета, но в то же время изменение угла тангажа Δv несет информацию об изменении скорости полета.

Система автоматического управления продольным движением самолета с использованием информации об угле тяги неразрывно связана с системой автоматического предупреждения и предотвращения срывных режимов.

Функциональная схема системы автоматического предупреждения и предотвращения срывных режимов имеет следующий вид:



где ДУА – датчик угла атаки;

ДУС – датчик угловой скорости;

ДПКС – датчик положения конфигурации самолета.

Работа этой системы автоматического предупреждения и предотвращения срывных режимов состоит в следующем:

Информация от датчика угла атаки о текущем значении угла атаки поступает в вычислитель, где она обрабатывается в зависимости от скорости изменения тангажа (информация от датчика угловой скорости тангажа ω_z) и положения конфигурации самолета.

С вычислителя информация поступает на:

- систему индикации, где иницируется текущее значение угла атаки, предупредительная зона запаса до критического угла атаки и критический угол атаки при данной конфигурации самолета;
- вибратор штурвала, который заставляет вибрировать штурвал (создает колебания штурвала с определенной частотой, практически не влияющей на режим полета) при входе указателя текущего угла атаки в зону запаса до критического угла атаки;
- толкатель штурвала, который отклоняет штурвал на создание пикирующего момента, если летчик не предпринимает никаких действий, а указатель текущего угла атаки продолжает приближаться к критическому значению угла атаки;
- систему запуска двигателя в воздухе на некоторых самолетах, у которых при больших углах атаки происходит так называемое «затенение» двигателей, и они могут самовыключаться, с целью предотвращения этого и подается сигнал на запуск двигателя в воздухе.

Таким образом, использование информации об угле атаки в пилотажно-навигационном комплексе позволит организовать построение алгоритмов управления продольным движением самолета в вертикальной плоскости, оптимальных по критериям безопасности, быстродействия и экономичности.

Из краткого рассмотрения проблемы автоматического управления полетом самолета в вертикальной плоскости следует, что построение алгоритмов управления продольным движением самолета возможно по двум схемам:

- I. Первая схема предусматривает использование двух каналов управления – канала управления рулем высоты и автомата тяги, управляющего работой двигателя по информации о воздушной скорости полета.
- II. Вторая схема предусматривает использование также двух каналов управления – канала управления рулем высоты и автомата тяги, управляющего работой двигателя по информации об угле атаки.

При первой схеме алгоритмы управления полетом самолета в вертикальной плоскости могут быть построены на основе примерных законов управления:

$$\begin{aligned}\delta_B &= k_B^H (H - H_s) + k_B^v \Delta v + k_B^{\omega_z} \omega_z \\ \delta_d &= k_d^V (V - V_s) + k_d^{\dot{V}} p \Delta V + k_d^v \Delta v\end{aligned}$$

В процессе оптимизации этих законов потребуется корректировка для обеспечения заданных требований по астатизму системы к определенным воздействиям, что приведет к необходимости введения других видов обратных связей или введение интегральных составляющих.

Кроме того, некоторые составляющие закона управления целесообразно включать не непосредственно, а через изодромные цепочки, сохраняя их, как носителей необходимой информации для обеспечения качества переходного процесса.

Для обеспечения режима перехода с одного режима полета на другой в структуре закона управления рулем высоты в основном будет меняться первая составляющая, исходя из заданных условий переходного этапа полета.

Во второй схеме алгоритмы управления полетом самолета в вертикальной плоскости могут быть построены на основе примерных законов управления:

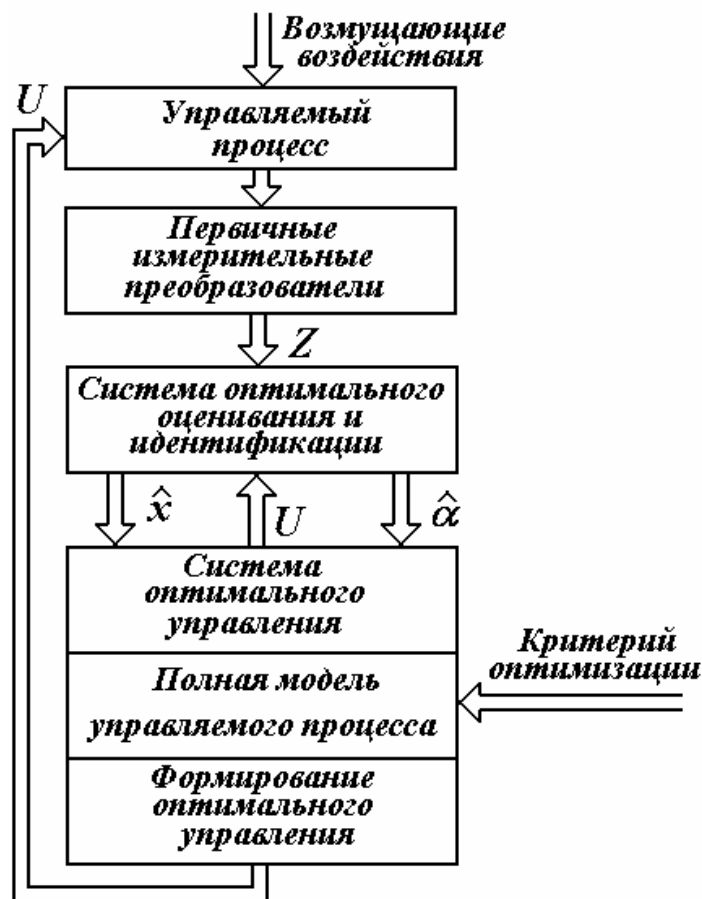
$$\begin{aligned}\delta_B &= k_B^H (H - H_s) + k_B^v \Delta v + k_B^{\omega_z} \omega_z \\ \delta_d &= k_d^{\alpha} (\alpha - \alpha_s) + k_d^{\dot{V}} p \Delta V + k_d^v \Delta v\end{aligned}$$

В этом случае условный канал руля высоты используется, как и в первом случае для управления траекторией полета. Отличительной особенностью этой схемы, как уже отмечалось, является использование информации об угле атаки в контуре автомата тяги в качестве основного управляющего сигнала.

Эти законы управления приведены в качестве примера организации алгоритмов управления продольным движением самолета в вертикальной плоскости. Реальные алгоритмы управления полетом самолета в вертикальной плоскости синтезируются на основе конкретных тактико-технических характеристик самолета, на основе которых формируется так называемая матрица коэффициентов объекта, которая отражает свойства самолета на данном этапе полета.

Оптимизация алгоритмов управления полета самолета в вертикальной плоскости производится на основе заданных определенных критериев по одному из современных методов оптимизации.

Так заслуживающим внимания на современном этапе создания систем автоматического управления может быть метод оптимизации с использованием прогнозирующей модели, структурная схема которой имеет следующий вид:



Управляемый процесс контролируется посредством первичных измерительных преобразователей (датчиков информации). Вектор сигналов наблюдения поступает в систему оптимального оценивания и идентификации. На выходе этой системы формируется оценка $\hat{x}$ вектора состояния и оценка вектора параметров $\hat{a}$ принятой полной математической модели управляемого процесса. Система оценивания и идентификации помимо формирования оценок $\hat{x}, \hat{a}$ может выявлять отказавшие датчики и каналы, и выдавать сигналы реконфигурации.

Система оптимального управления на основе указанной модели управляемого процесса, текущей оценки вектора состояния и критерия оптимизации формирует оптимальное управление. Это управление воздействует на управляемый процесс и используется в модуле оценивания и идентификации.

Литература

1. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1972. – 560 с.
2. Летов А.М. Математическая теория процессов управления. – М.: Наука, 1981. – 256 с.
3. Понтрягин Л.С. и др. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Наука, 1969. – 345 с.

Ю.А. Малышева

Національний технічний університет України „Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна

Разработаны алгоритмы распознавания линии горизонта на изображении на основе методов компьютерного зрения, которые могут быть использованы в бортовом вычислителе для определения параметров движения летательного аппарата. Проведён анализ эффективности работы разработанных алгоритмов распознавания горизонта.

Розроблено алгоритми розпізнавання лінії горизонту на зображенні на основі методів комп'ютерного зору, які можуть бути використані у бортовому обчислювачі для визначення параметрів руху літального апарата. Проведено аналіз ефективності роботи розроблених алгоритмів розпізнавання горизонту.

The horizon line recognition algorithms in the image based on a computer vision technique are developed, that can be utilized in the onboard computer for a motion parameters estimation of an aircraft. An operation performance analysis of the designed horizon recognition algorithms is carried out.

Введение

В настоящее время в мире возрастает интерес к беспилотным летательным аппаратам, системы, управления которых используют визуальную информацию от бортовых видеокамер для определения параметров ориентации и навигации. Преимуществом таких систем является их меньшие массогабаритные характеристики по сравнению с системами, построенными только на инерциальных датчиках. В тоже время они обладают довольно высокой точностью определения параметров. Немаловажным преимуществом является также их сравнительно небольшая стоимость.

Изображение, полученное от бортовой видеокамеры, несет достаточное количество информации для определения пространственного положения летательного аппарата. Сформировалось несколько основных направлений, использующих предоставляемую бортовой видео камерой информацию. Одно из них построено на базе корреляционно-экстремальных алгоритмов. Оно предполагает сравнение получаемой во время полёта видеоинформации с уже имеющейся на борту картографической информацией [1].

Другое направление использует так называемый оптический поток, выделенный из видеопоследовательности для определения скорости и углов ориентации летательного аппарата. Однако наличие в оптическом потоке взаимосвязи между определяемыми углами ориентации не даёт возможности использовать данный метод самостоятельно [2].

Смещение и угол поворота горизонта на видеокадре может дать информацию о положении камеры, а, следовательно, и летательного аппарата

относительно земли. При автоматизации данного процесса возникают определённые трудности, например, выделение на изображении только линии горизонта из множества присутствующих линий. Для решения такой задачи используются методы и приёмы компьютерного зрения, адаптируемые впоследствии к специфическим условиям [3, 4].

Часто подобные системы не имеют возможности обрабатывать получаемую информацию непосредственно на борту летательного аппарата из-за сложности алгоритма обработки. Поэтому возникает потребность в разработке эффективных автономных алгоритмов определения параметров движения летательного аппарата.

Постановка задачи

В статье разрабатываются алгоритмы выделения линии горизонта на изображении на основе методов компьютерного зрения, которые могут быть использованы в бортовом вычислителе.

Выделение линии горизонта с использованием параметра Отса

Примем очевидное предположение, что область неба более синяя и более светлая, чем область земли. Тогда при обработке изображения можно использовать только синий цветовой канал RGB изображения как наиболее информативный. Рассмотрим (рис. 1) четыре изображения, которые отображают различное положение горизонта и разные погодные условия.



a



б



в



г

Рис. 1. Тестовые изображения:

- а* - изображение 1 (ясная погода); *б* - изображение 2 (облачная погода);
в - изображение 3 (сильный перепад яркости неба);
г - изображение 4 (горизонт находится вне области обзора)

Построим гистограммы синих компонент изображений, которые разделим на начальные классы с помощью грубого квантователя (рис. 2).

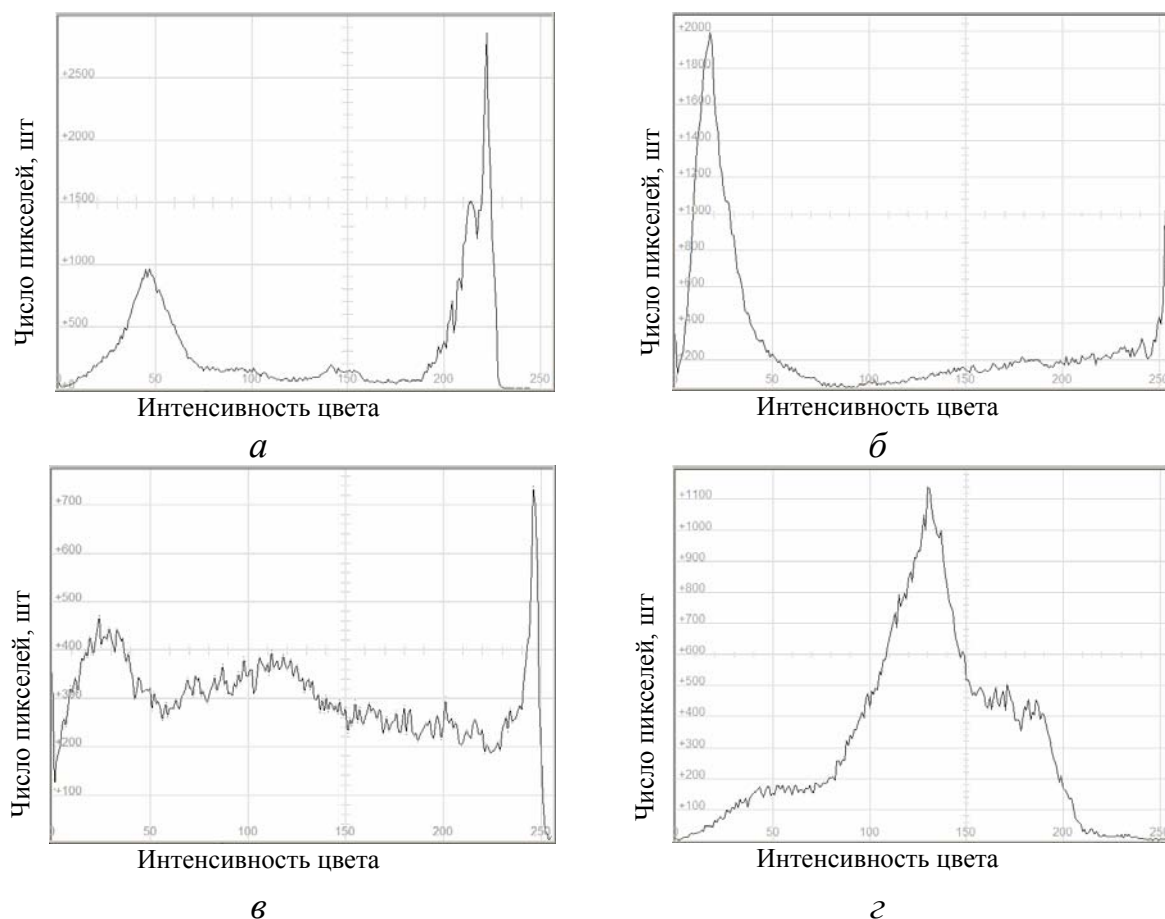


Рис. 2. Гистограммы изображений:
а – изображение 1; *б* – изображение 2;
в – изображение 3; *г* – изображение 4

Из анализа гистограмм (рис. 2) следует, что на гистограммах *а* и *б* присутствуют два четко выраженных класса, тогда как на гистограмме *в* разделение классов менее заметно. Это вызвано цветовыми характеристиками изображения, а также значительным перепадом интенсивности синего в области неба. На гистограмме *г* чётко выражен только один класс, т.к. на соответствующем изображении класс «небо» отсутствует.

Для автоматического определения порога разделения гистограммы на два основных класса – «небо» и «земля» – используем параметр Отса [5], который вычисляется для каждого двух начальных классов:

$$\sigma_b^2 = n_1 n_2 (\mu_2 - \mu_1)^2,$$

где n_1 , n_2 – число пикселей в классах при соответствующем разделении, а μ_1 , μ_2 – средние значения интенсивности голубого каждого класса.

Максимальный параметр Отса характеризует минимальное перекрытие двух классов на гистограмме. Максимизация данного параметра максимизирует отличие между значениями синего, принадлежащих разным классам. Результаты разделения тестовых изображений на классы приведены на рис. 3.

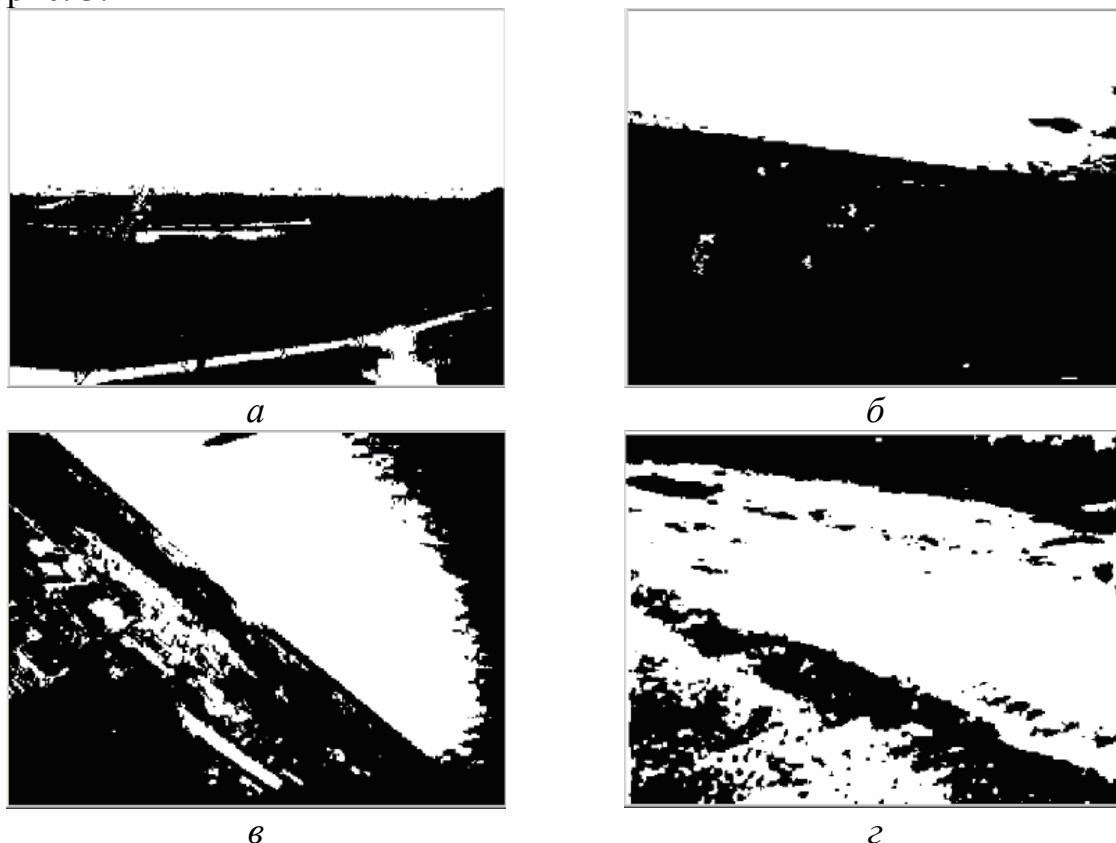


Рис. 3. Автоматическое сегментирование изображения с помощью параметра Отса:

а - изображение 1; *б* – изображение 2;
в – изображение 3; *г* – изображение 4

Из рис. 3 видно, что в случаях *а* и *б* разделение изображений на классы «небо» и «земля» произведено приемлемо, тогда как в случае *в* сегментация была произведена неточно вследствие нечёткого разделения классов. Следует отметить, что при полном отсутствии горизонта на изображении алгоритмом также будут выделены два класса (рис. 3, *г*).

Далее на обработанных изображениях необходимо выделить линию горизонта. Наипростейшим в данном случае является метод нахождения центров масс фигур «земля» и «небо» [6]. Для этого накладываем на обработанные изображения круговую маску (рис. 4) и находим центры тяжести двух фигур – «небо» и «земля». Перпендикуляр к прямой, соединяющей центры тяжести фигур, и будет соответствовать линии горизонта.



Рис. 4. Обработанное изображение 1 с наложенной круговой маской

Таким образом, применение данного алгоритма на изображениях с голубым небом с малым перепадом яркости или облачным серым небом и относительно тёмной землёй без больших светлых участков даёт хорошие результаты определения положения линии горизонта (рис. 5, *а, б*). В противном случае положение горизонта будет определяться с существенной погрешностью (рис. 5, *г*). На рис. 5 не приведён результат обработки изображения 4, так как способ выделения линии через нахождение центров масс двух фигур не может быть применён.

Полученные результаты показывают, что облачное небо вносит небольшую погрешность в точность определения положения линии горизонта. Более значимую погрешность вносит сильный перепад интенсивности синего в области неба и большие светлые области на земле, что приводит к неверной классификации при работе алгоритма. На точность алгоритма влияют также цветовые настройки бортовой камеры.

Выделение линии горизонта с использованием морфологических операторов

Исследования цветовых составляющих RGB изображения показывают, что линию горизонта можно выделить во всех трёх цветовых каналах. Поэтому обработка применяется параллельно к каждому цветовому каналу исходного изображения, после которой производится коррелирование полученной информации для построения единой линии горизонта.



а



б



б

Рис. 5. Результаты работы алгоритма на базе параметра Отса:
а - изображение 1; *б* – изображение 2; *в* – изображение 3

Обработка изображения производится с помощью морфологических операторов – морфологического сглаживания [7]. Процесс состоит из открытия и закрытия каждого канала изображения для того, чтобы устранить малые пространственные вариации интенсивности. Преимущество использования морфологических операторов над линейными низкочастотными фильтрами заключается в том, что первые лучше сохраняют размеры и положение различных границ. Это является существенно важным условием для обеспечения их точной оценки.

Применим в алгоритме при обработке каналов изображения круговой структурный элемент с радиусом в 20 пикселей, так как он имеет изотропную природу. Во время обработки структурный элемент может вводить ложные кривые, которые в последствии будут устранены преобразованием Хоха [7].

Выделим границы при помощи оператора Собеля [7] на основе перепадов яркости на изображении с помощью вычисления градиента функции интенсивности в каждой точке изображения. На рис. 6 для исходного изображения *а* приведён результат выделения границ во всех трёх цветовых каналах (рис. 6, *б, в, г*).

Хотя положение границ, относящихся к горизонту, на каждом цветовом канале изображения визуально хорошо коррелируется, для улучшения перекрытия в последующем всех трёх каналов применяем морфологический оператор расширения. На рис. 6, *д* представлен результат применения операции расширения к синему каналу изображения *а*.

Объединение полученной информации трёх каналов *а, б, в* с помощью операции логического «И» показано на рис. 6, *е*.



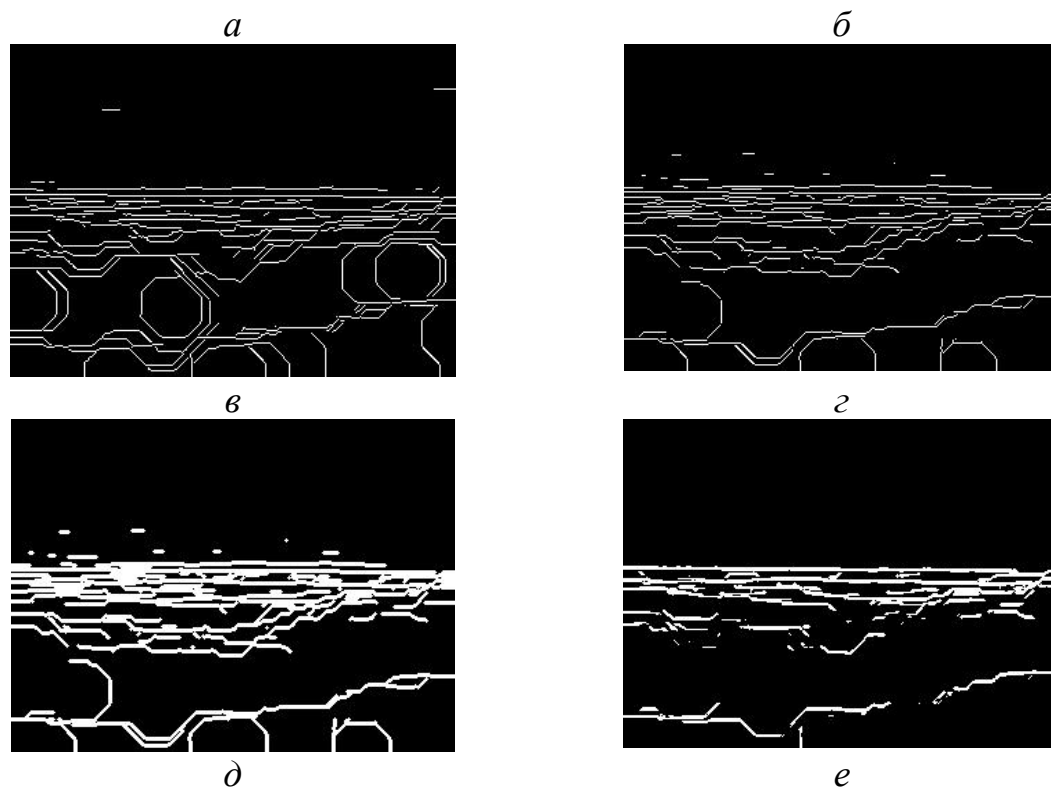


Рис. 6. Этапы работы алгоритма:

a – исходное изображение; *б-г* – результат выделения границ оператором Собеля в красном, зелёном и синем канале изображения соответственно; *д* – результат применения операции расширения к синему каналу изображения; *е* – результат применения операции логического «И».

Выделение линий на обработанном изображении осуществляется преобразованием Хоха [7].

Результаты работы алгоритма представлены на рис. 7. Видно, что алгоритм имеет достаточно высокую точность определения положения линии горизонта. Однако в случае *г* (рис. 7) данный алгоритм воспринял линию дороги как горизонт.



a



б



б



г

Рис. 7. Результаты работы алгоритма на основе морфологических операторов: а – изображение 1; б – изображение 2; в – изображение 3; г – изображение 4

Выводы

Преимуществами алгоритма, построенного с применением параметра Отса, являются простота реализации и высокое быстродействие, тогда как алгоритм на основе морфологических операторов требует больших вычислительных затрат по сравнению с первым и, следовательно, больше времени уходит на обработку одного изображения. Это связано с использованием морфологических операторов, которые анализируют не только каждый пиксель изображения, но некоторое количество соседних к нему пикселей. Поэтому данный недостаток может стать решающим при обработке последовательности изображений.

Для повышения точности второго алгоритма необходимо разработать критерий качества, который бы подтверждал, что выделенная линия является именно линией горизонта.

Список использованной литературы

1. Белоглазов И.Н., Джанджгава Г.И., Чигин Г.П. Основы навигации по геофизическим полям. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит.-ры, 1985.
2. Roberts Peter J., Walker Rodney A. Fixed wing UAV navigation and Control through integrated GNSS and vision // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit 15-18 August 2005, San Francisco, California.
3. Cornall T., Egan G. Heaven and Earth: How to tell the difference // Paper no WC0055 Australian International Aerospace Congress, Melbourne Australia, March 2005.
4. Dusha Damien, Walker Rodney, Boles Wageeh Fixed-wing attitude estimation using vision based horizon detection // 22nd International Unmanned Air Vehicle Systems Conference 16-18 April 2007.
5. Otsu N. A threshold selection method from gray-level histograms // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, vol. 9, no. 1, P. 62-66, 1979.
6. Cornall T., Egan G. Measuring Horizon Angle from Video on a Small Unmanned Air Vehicle // ICARA 2004, Palmerston North N.Z. Dec 13-15.

7. *Gonzalez R.C., Woods R.E.* Digital image processing // 2nd ed. Upper Saddle River, N.J.: Prentice Hall, 2002.

УДК 681.513.66 + 629.735.7

АДАПТИВНИЙ АЛГОРИТМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БОКОВИМ РУХОМ ДПЛА

Лукач Д. І.

Національний технічний університет України „Київський політехнічний
інститут”, м. Київ, Україна

Анотація. Викладається розвиток прийомів пошуку структури ідеального керування для окремого класа лінійних об'єктів та ідентифікації параметрів реального закону керування, що забезпечують адаптацію системи до параметричних збурень.

ADAPTIVE ALGORITHM FOR UAV's LATERAL MOTION AUTOMATIC CONTROL

D. I. Lukach

National Technical University of Ukraine “Kyiv Politechnical Institute”, Kyiv,
Ukraine

Abstract. Approaches development for ideal control structure searching & real control law parameters identification which provides parametric disturbed system adaptation for individual class linear matters is stating.

Keywords: Adaptive control; Self-adjusting systems; Model Reference Adaptive Control (MRAC); Lyapunov's direct (second) method; Unmanned aerial vehicle (UAV).

Вступ. Дистанційно пілотовані літальні апарати (ДПЛА) легкого класу використовується для екологічного контролю, видового контролю транспортних потоків на урбаністичних просторах тощо.

Оскільки актуальною є задача адаптивних чи близьких до них алгоритмів, котрі б забезпечували в умовах швидкодіючих процесів задану якість керування, розглядуваної у статті висотної рухомої (активної) платформи при дії внутрішніх збурень (оперативна реконфігурація апаратури видового спостереження, виробітка палива тощо), в результаті рішення задачі квазіадаптивного керування будуть створені умови для прецезійного спостереження за об'єктами контролю бортовою апаратурою ДПЛА.

На сьогодні для рішення задач квазіадаптивного керування в умовах безпошукових процесів найбільш підходящими потрібно вважати методи синтеза безпошукових квазіадаптивних систем, заснованих на застосуванні функцій Ляпунова.

1. Постановка задачі дослідження об'єкта управління. В якості ОУ розглядається боковий канал ДПЛА в режимі малих відхилень від номінального руху, що має вигляд:

$$\begin{cases} \dot{\beta} = Q_{1\beta}\beta + Q_{1\gamma}\gamma + \omega_y + Q_{1\delta_{pn}}\delta_{pn}; \\ \dot{\gamma} = \omega_x; \\ \dot{\omega}_x = Q_{3\beta}\beta + Q_{3\omega_x}\omega_x + Q_{3\omega_y}\omega_y + Q_{3\delta_e}\delta_e + Q_{3\delta_{pn}}\delta_{pn}; \\ \dot{\omega}_y = Q_{4\beta}\beta + Q_{4\omega_x}\omega_x + Q_{4\omega_y}\omega_y + Q_{4\delta_e}\delta_e + Q_{4\delta_{pn}}\delta_{pn}; \\ \dot{\psi} = \omega_y, \end{cases} \quad (1)$$

де коефіцієнти $Q_{ij}, (i=1,3,4; j=\beta, \gamma, \omega_x, \omega_y, \psi, \delta_e, \delta_{pn})$ є функціями конструктивних параметрів (моментів інерції відносно будуючих осей планера, маси, коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів) ДПЛА.

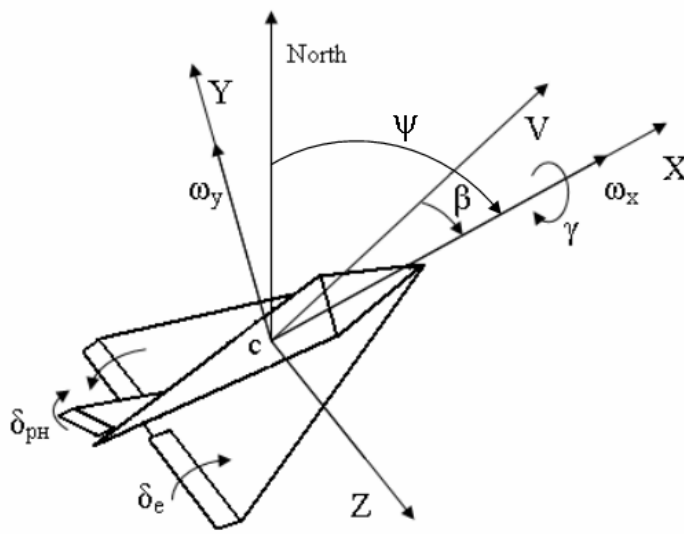


Рис. 1. Положення стосовно фізичного змісту змінних математичної моделі ДПЛА: β – кут ковзання; γ – кут крена; ω_x – продольна складова кутової швидкості; ω_y – нормальна складова кутової швидкості; ψ – кут ристання; c – центр мас ДПЛА; δ_e – кут відхилення елеронів; δ_{pn} – кут відхилення руля напрямку; V – швидкість польота.

швидкість польота.

Система (1) задає структуру як еталонної моделі, так і реального ОУ. Різниця полягає лише в значеннях коефіцієнтів матриць A та B , які в подальшому для еталонної моделі будемо позначати A_{EM} та B_{EM} .

Особливість математичної моделі ОУ полягає в її нестационарності:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)E(t); \\ Y(t) = CX(t), \end{cases}$$

де $X(t) \in R^n$ – вектор стану ОУ; $A(t)$ – нестационарна матриця розміром $n \times n$, така що $A(0) = A_{\text{НОМИНАЛЬНА}}$ з від'ємними особистими значеннями; $B(t)$ – нестационарна особлива матриця керуючих сигналів розміром $n \times m$, така що $B(0) = B_{\text{НОМИНАЛЬНА}}$ і $n \neq m$; $E(t)$ – вектор керуючих сигналів, сгенерований адаптивним алгоритмом (АДА) системи автоматичного керування (САК) ДПЛА; $C = I$ – одинична матриця.

Математичний опис еталонного руху представлено у вигляді матричних різницевих рівнянь:

$$\begin{cases} \dot{X}_{EM}(t) = A_{EM} X_{EM}(t) + B_{EM} U(t); \\ Y_{EM}(t) = C_{EM} X_{EM}(t), \end{cases}$$

де $X_{EM}(t)$ – вектор стану еталонної моделі (ЕМ) ОУ; $A_{EM} = A_{НОМИНАЛЬНА}$, $B_{EM} = B_{НОМИНАЛЬНА}$; $U(t)$ – вектор команд оператора; $C = I$ – одинична матриця.

Ефективність роботи самоорганізації САК оцінюється функціоналом вигляду:

$$Q = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (X(t) - X_{EM}(t))^2 dt},$$

який необхідно мінімізувати за заданий час T .

2. Метод синтезу квазіадаптивного керування. Метод базується на двох прийомах: отримання умови вирішальності та отримання умови досягнення цілі керування. Суть цих прийомів полягає у двох етапах.

1. Синтез контура ідеального керування:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{X}(t) &= \dot{X}(t) - \dot{X}_{EM}(t) \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow \Delta \dot{X}(t) &= AX(t) - BE(t) - A_{EM} X_{EM}(t) - B_{EM} U(t) + A_{EM} X(t) - A_{EM} X(t) \Rightarrow \\ \Rightarrow A_{EM}(X - X_{EM}) &+ (A - A_{EM})X + BE - B_{EM}U = A_{EM} \Delta X(t), \end{aligned} \quad (2)$$

де

$$(A(t) - A_{EM})X(t) + B(t)E(t) - B_{EM}U(t) = 0 \quad (3)$$

– умова вирішальності, з якої випливає, що $\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta X(t) = 0$, оскільки особисті значення матриці A_{EM} від’ємні.

Умова (3) у випадку оберненості матриці B дозволяє отримати вираз, що дає структуру ідеального закону керування:

$$E(t) = -B^{-1}(t)(A(t) - A_{EM})X(t) + B^{-1}(t)B_{EM}U(t) = K_I^X(t)X(t) + K_I^U(t)U(t), \quad (4)$$

де

$$K_I^X(t) = -B^{-1}(t)(A(t) - A_{EM}); \quad K_I^U(t) = B^{-1}(t)B_{EM} \quad (5)$$

– матриці коефіцієнтів ідеального керування, для обчислення яких необхідно знайти параметри ОУ.

Проблема полягає в тому, що в більшості практичних випадків матриця B є особливою, а параметри ОУ не відомі точно.

2. Синтез контура адаптації.

Для ситуативного розв’язання задачі оберненості матриці B та відсутності інформації про точні значення елементів матриць $A(t)$ і $B(t)$, застосуємо наступний прийом.

Ідеальний закон (4) замінюємо на реальний: $E(t) = K_R^X(t)X(t) + K_R^U(t)U(t)$, де коефіцієнти реального керування обчислює контур адаптації з використанням функції Ляпунова.

Якщо в рівняння помилки (2) підставити вираз для обчислення реального закону керування, отримаємо:

$$\Delta \dot{X}(t) = A_{EM} \Delta X(t) + B_{EM} M(t) \Sigma(t),$$

де $M(t) = [B_{EM}^{-1}(A - A_{EM}) + B_{EM}^{-1}BK_R^X(t)X(t); B_{EM}^{-1}BK_R^U(t) - I]$ – розширена матриця шуканих коефіцієнтів $K_R^X(t)$ та $K_R^U(t)$; $\Sigma(t) = [X(t); U(t)]$ – розширений вектор стану та команд.

Якщо обрати функцію Ляпунова у вигляді:

$$V = \frac{1}{2}[\Delta X^T(t)H\Delta X(t) + \text{tr}(M^T(t)\Gamma^{-1}M(t))],$$

де H та Γ – квадратні, симетричні та неособливі матриці вагових коефіцієнтів та взявши її похідну у вигляді:

$$\dot{V} = \Delta X^T(t)HA_{EM}\Delta X(t) + \text{tr}[(B_{EM}H * \Delta X(t)\Sigma^T(t) + \Gamma^{-1}\dot{M}(t))M(t)],$$

отримуємо умову досягнення цілі керування $\Delta X(t) \rightarrow 0$:

$$B_{EM}H\Delta X(t)\Sigma^T(t) + \Gamma^{-1}\dot{M}(t) = 0,$$

з якої випливає алгоритм контуру адаптації:

$$\dot{M}^T = -\Gamma B_{EM}H\Delta X(t)\Sigma^T(t).$$

Покладаючи вимогу $M(t) \rightarrow 0$, окрім цілі керування отримуємо виконання ідентифікації параметрів ОУ, в результаті чого реальні параметри закону керування наближаються до ідеальних (5) на циклі адаптації.

Тоді закон обчислення реальних коефіцієнтів можна представити у вигляді:

$$K_R^X(t) = -\alpha_X \int_0^T \Delta X(t)X^T(t)dt; \quad K_R^U(t) = -\alpha_U \int_0^T \Delta X(t)U^T(t)dt,$$

де α_X , α_U – узгоджуючі матриці вагових коефіцієнтів, що підбираються в процесі настройки САК.

Остаточний реальний закон керування набуває наступного вигляду:

$$E(t) = (-\alpha_X \int_0^t \Delta X(t)X^T(t)dt + K_R^X(0))X(t) + (-\alpha_U \int_0^t \Delta X(t)U^T(t)dt + K_R^U(0))U(t)$$

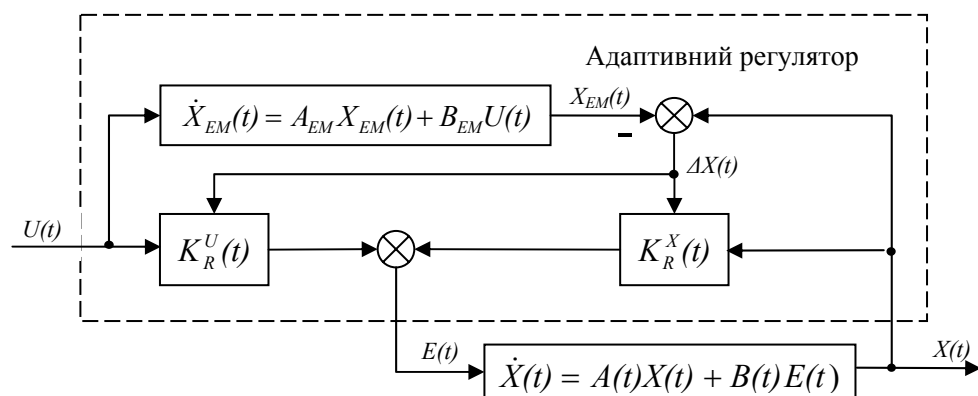


Рис. 2. Структурна схема адаптивної САК ЕМ

3. Комп'ютерне моделювання

Комп'ютерним моделюванням номінального режиму виконання завдання візування ДПЛА легкого класу було відтворено вплив зміни значень моментів інерції внаслідок оперативної реконфігурації бортової апаратури видового спостереження і зменшення маси внаслідок вигорання палива та отримані порівняльні результати реакцій класичної та адаптивної

(що застосовує описаний алгоритм) САК боковим каналом ДПЛА на ці збурення.

Табл.

Порівняльні значення показника якості за результатами комп'ютерного моделювання на інтервалі часу $T = 30$ с

Показник якості	Класична САК	Адаптивна САК
Q_{β}°	0.0366	0.0176
Q_{γ}°	1.0044	0.4917
$Q_{\omega x} \text{ }^{\circ}/\text{с}$	1.619	1.278
$Q_{\omega y} \text{ }^{\circ}/\text{с}$	1.502	0.0717
Q_{ψ}°	0.1459	0.0676

Висновок. Порівняльні результати комп'ютерного моделювання вказують на доцільність використання адаптивної САК в якості автопілота ДПЛА, виконуючого завдання візування, як така, що спроможна більш якісно стабілізувати параметри польоту в разі дії параметричного збурення, а отже створювати умови прецезійного спостереження за об'єктами контролю бортовою апаратурою ДПЛА.

Література

1. Кунцевич В. М., Личак М. М. Синтез систем автоматического управления с помощью функций Ляпунова. – М.: Наука, 1977.
2. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления / Б. Н. Петров, В. Ю. Рутковский, И. Н. Крутова, С. Д. Земляков. М.: Машиностроение, 1972.
3. Системы автоматического управления объектами с переменными параметрами / Б. Н. Петров, Н. И. Соколов, А. В. Липатов и др. – М.: Машиностроение, 1986.
4. Системы адаптивного управления летательными аппаратами / А. С. Новоселов, Б. Е. Болонкин, П. И. Чинаев, А. Н. Юрьев – М.: Машиностроение, 1987.
5. Солодовников В. В., Шрамко Л. С. Расчет и проектирование аналитических самонастраивающихся систем с эталонными моделями М.: Машиностроение, 1972.

СИСТЕМА ТРАЄКТОРНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ БПЛА З МІНІМАЛЬНОЮ КІЛЬКІСТЮ ДАТЧИКІВ

Довгань О. І., Нечипоренко Д. М., Пономаренко К. В.

Вступ

На сьогоднішній день широку увагу у всьому світі приділяють розвитку аерокосмічної галузі. Зокрема спостерігається тенденція розвитку безпілотних літальних апаратів, що можуть застосовуватися в різноманітних сферах людської діяльності.

З метою зменшення економічних та ергономічних затрат постає задача використати найменшу кількість дешевих датчиків первинної інформації, при цьому необхідно забезпечити виконання заданих вимог та обмежень щодо параметрів просторового руху БПЛА.

Пошук оптимальних варіантів конфігурації обладнання є однією із важливих задач сьогодення.

В даній статті пропонується один із можливих варіантів таких систем.

Мета дослідження

Метою роботи є дослідження системи траєкторної стабілізації БПЛА з найменшою кількістю датчиків первинної інформації на борту, а також аналіз похибок розглянутої системи.

Постановка задачі

Безпілотний літальний апарат за допомогою пульта дистанційного керування виводиться на задану висоту. Звідти він має самостійно слідувати по заданому маршруту. Даний БПЛА має на своєму борту систему горизонтальної стабілізації, яка в якості датчика використовує авіагоризонт і забезпечує горизонтальне положення ЛА в польоті, тобто стабілізацію по крену та тангажу. Необхідно розробити систему, що забезпечуватиме політ БПЛА по заданій траєкторії.

Виклад основного матеріалу

Задачу траєкторної стабілізації БПЛА можна звести до задачі стабілізації вектора шляхової швидкості відносно напрямку на ціль. Щоб підтримувати вектор шляхової швидкості направленим на ціль, необхідно управляти шляховим кутом ЛА.

Функціональну схему системи стабілізації шляхового кута можна представити в наступному вигляді:

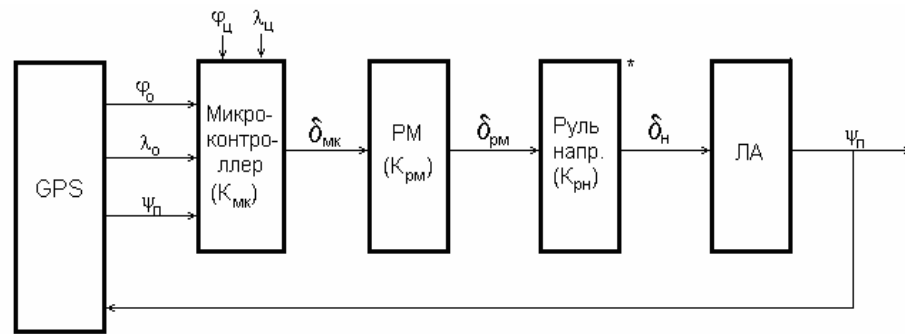


Рис.1. Функціональна схема системи стабілізації шляхового кута

φ_o, λ_o - широта і довгота об'єкта керування (в градусах);

φ_c, λ_c - широта і довгота цілі - точки, на яку треба летіти (в градусах);

ψ_n - шляховий кут курсу, відраховується як на рис. 2 (якщо дивитися згори, то проти годинникової стрілки);

δ_{mk} - сигнал, що продукується мікроконтролером;

δ_{pm} - відхилення рульової машинки;

* будемо вважати, що $K_{pm}=1$, тобто на шляховий кут курсу літака безпосередньо впливає відхилення рульової машинки, і нам треба управляти саме ним, а викликану цим припущенням неточність врахуємо в K_{mk} ;

В якості датчика первинної інформації пропонується використати приймач GPS. Він вимірює поточні координати ЛА (об'єкту) φ_o, λ_o в кутових одиницях (широту та довготу), а також шляховий кут ψ_n (кут між вектором шляхової швидкості та напрямом на північ) і подає їх на мікроконтролер. В мікроконтролер вручну вводяться координати цілі (точки, на яку потрібно летіти) φ_c, λ_c (в градусах). У відповідності до закладеного алгоритму він виробляє керуючий сигнал та подає його на рульову машину, яка відхиляє руль напрямку ЛА, внаслідок чого він змінює своє кутове положення по курсу. Відповідно змінюється і напрям вектору тяги (так як двигун жорстко закріплений на корпусі літака), що спричиняє зміну вектора шляхової швидкості, а значить і напрям польоту (шляхового кута – керованої величини).

На рис.2 передбачається, що $x_o, z_o, x_{\ddot{o}}, z_{\ddot{o}}$ – це відповідно координати об'єкту та цілі, переведені з градусів у метри в географічній прямокутній системі координат Oxz , зв'язаній з поверхнею Землі. Центр цієї системи координат може знаходитись, наприклад, в точці, де був включений автопілот. Поточні координати, які були прийняті в цей момент із GPS та перераховані по відомій формулі у метри, мікроконтролер приймає як нульові та відраховує подальший пройдений шлях від них.

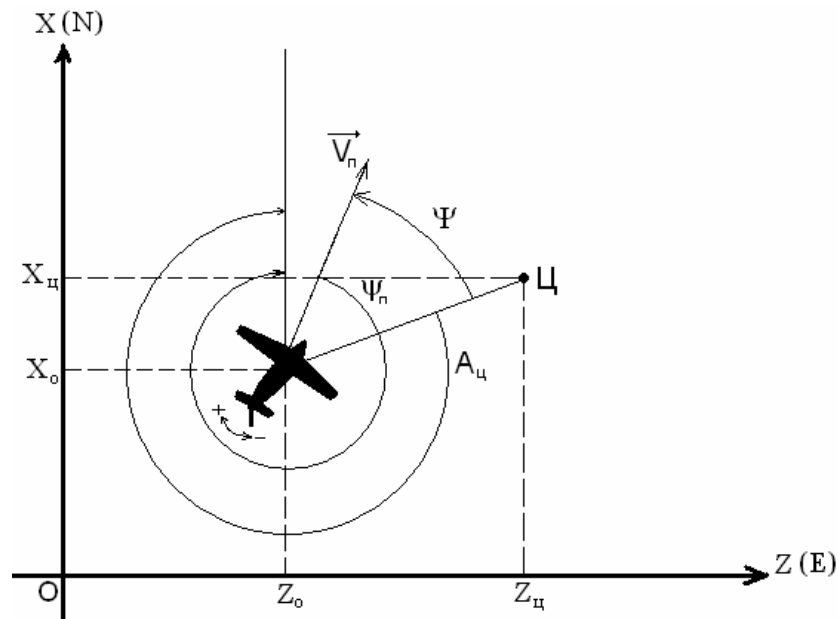


Рис. 2. Позначення кутів та координат

Позначимо Ψ – шляховий кут рискання – це кут відхилення вектору шляхової швидкості ЛА від напрямку на ціль. Він обчислюється за формулою:

$$\Psi = \psi_n - A_{ц}, \quad (1)$$

де $A_{ц}$ – азимут цілі – кут між лінією об'єкт-ціль і напрямком на північ.

На рис.2 показаний додатній напрям кута Ψ . Він змінюється у діапазоні $\pm 180^\circ$. Якщо $\psi_n > A_{ц}$ то $\Psi > 0$; якщо $\psi_n < A_{ц}$, то $\Psi < 0$.

Коефіцієнти для перерахунку кутових значень широти та довготи в одиницях довжини в географічній системі координат мають наступний вигляд:

$$\varphi_i'' = \frac{111.143 - 0.562 \cos(2\varphi_i)}{3.6} \quad (2)$$

$$\lambda_i'' = \frac{111.321 \cos(\varphi_o) - 0.094 \cos(3\varphi_o)}{3.6} \quad (3)$$

В цих формулах використані наступні позначення:

φ_m'' – довжина в метрах однієї секунди дуги меридіана на широті об'єкту φ_o (іншими словами це зміна відстані на земній поверхні в метрах при зміні широти на 1 кутову секунду);

λ_m'' – довжина в метрах однієї секунди дуги паралелі на широті об'єкту φ_o (зміна відстані на земній поверхні в метрах при зміні довготи на 1 кутову секунду).

Якщо політ буде здійснюватись на такі дистанції та в такому напрямку, що широта об'єкту буде змінюватись в межах декількох градусів (наприклад, від західного кордону України до східного), то зміна ціни дуги через зміну широти буде незначною. Тобто, на широті 48° : $\varphi_m'' = 30,8894$ м, $\lambda_m'' = 20,7123$ м,

а на широті 53° : $\varphi_m'' = 30,9160$ м, $\lambda_m'' = 18,6340$ м. Як бачимо, при зміні широти місцевості на 5° - φ_m'' змінюється на 0,0266 м, а λ_m'' - на 2,0783 м. Очевидно, що при польотах на відстані у сотні та тисячі кілометрів цими приростами можна знехтувати та вважати ціну однієї дугової секунди постійною та рівною такій, яка була в початковий момент польоту. Відмітимо, що 1 градусу широти відповідає відстань приблизно 111,6 км на поверхні Землі.

Таким чином, ціну 1 дугової секунди достатньо обрахувати один раз в момент включення автопілоту та користуватись нею як коефіцієнтом при обчисленнях координат рухомого ЛА у зв'язаній з поверхнею Землі системі координат.

Перерахунок може бути зроблений наступним чином.

Кутові координати ЛА в момент включення позначимо як $\varphi_{\text{онач}}, \lambda_{\text{онач}}$. Як уже було сказано вище, приймаємо їх за початок зв'язаної з поверхнею Землі системи координат Oxz . Обираємо додатній напрямок на північ та на схід. В кожний момент польоту GPS видає нові координати місцеположення об'єкту в кутових одиницях φ_o, λ_o . Приріст широти та довготи у кутових одиницях буде відповідно $\varphi_o - \varphi_{\text{онач}}$ та $\lambda_o - \lambda_{\text{онач}}$. Ці прирости ми отримуємо у кутових секундах тому, що GPS видає значення широти та довготи з точністю до сотих кутових секунд. Помноживши ці прирости відповідно на ціну 1 дугової секунди меридіана й паралелі (які були вираховані у початковий момент при включенні автопілоту і першому отриманні інформації про значення широти та довготи об'єкту), отримаємо прирости координат в метрах. Якщо врахувати, що ці прирости відраховуються від нульового значення, то можна сказати, що ми отримуємо координати x_o та z_o , які будемо використовувати у алгоритмі стабілізації шляхового кута.

Формули для обчислення x_o та z_o у відповідності до вищесказаного будуть мати вигляд:

$$x_i = (\varphi_i - \varphi_i \dot{\alpha}) \cdot \varphi_i'' \quad (4)$$

$$z_i = (\lambda_i - \lambda_i \dot{\alpha}) \cdot \lambda_i'' \quad (5)$$

Керування повинне бути напрямлене на те, щоб $\Psi \rightarrow 0$. На рис.2 руль напряму відхилений у від'ємну сторону, що тягне за собою зменшення шляхового кута riskання, наближуючи його значення до 0.

Координати цілі вводяться у мікроконтролер вручну в градусах з точністю до кутових секунд, що відповідає точності близько 30 м на поверхні Землі. Поточне значення шляхового кута подається на мікроконтролер з GPS-приймача. З нього ж на мікроконтролер подаються поточні координати ЛА – широта та довгота. Далі вони переводяться в координати у прямокутній системі та по ним визначається азимут цілі $A_{\text{ц}}$ – це кут між лінією, яка з'єднує ЛА та ціль, і напрямом на північ.

Алгоритм обчислення цього кута наступний. Розглядаємо 2 випадки для 2 різних взаємних положень ЛА та цілі. У кожному з цих випадків своя процедура для обчислення кута $A_{ц}$.

1. $0 < \dot{A}_{\ddot{o}} < \pi \Rightarrow z_{\ddot{o}} < z_o$ (рис. 3)

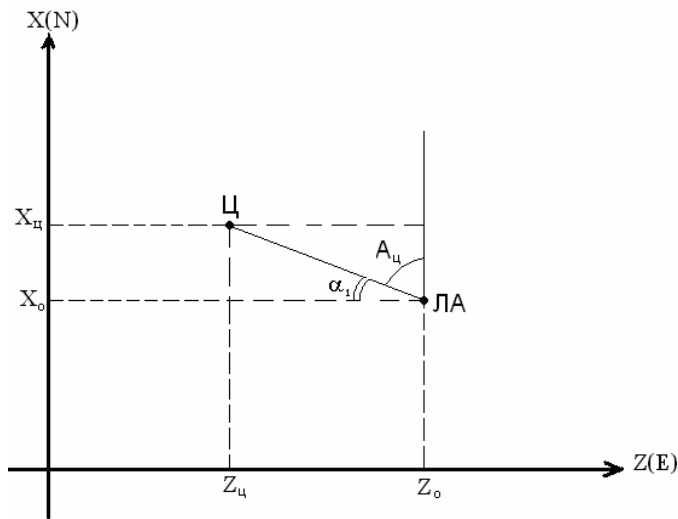


Рис. 3

В даному випадку можна обчислити шуканий кут $A_{ц}$ як різницю $\frac{\pi}{2} - \alpha_1$. Як видно з рис.3, якщо $x_{\ddot{o}} > x_o$, то $\alpha_1 > 0$, якщо $x_{\ddot{o}} < x_{\hat{t}}$, то $\alpha_1 < 0$. Причому α_1 змінюється від $-\pi$ до π . Тоді

$$\alpha_1 = \arctg \frac{x_{\ddot{o}} - x_{\hat{t}}}{z_{\hat{t}} - z_{\ddot{o}}} \Rightarrow \dot{A}_{\ddot{o}} = \frac{\pi}{2} - \arctg \frac{x_{\ddot{o}} - x_{\hat{t}}}{z_{\hat{t}} - z_{\ddot{o}}} \quad (6)$$

2. $\pi < \dot{A}_{\ddot{o}} < 2\pi \Rightarrow z_{\ddot{o}} > z_o$ (рис. 4)

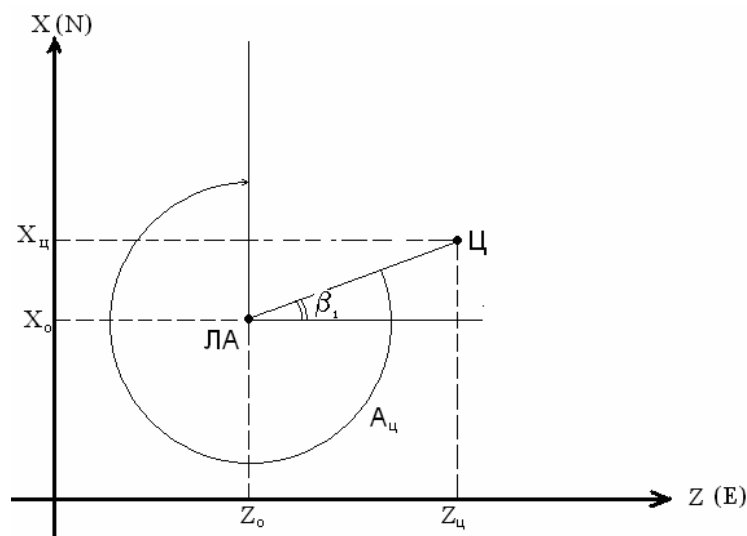


Рис. 4

Аналогічно попередньому

$$\beta_1 = \arctg \frac{x_{\ddot{o}} - x_{\hat{t}}}{z_{\ddot{o}} - z_{\hat{t}}} \Rightarrow \dot{A}_{\ddot{o}} = \frac{3\pi}{2} + \arctg \frac{x_{\ddot{o}} - x_{\hat{t}}}{z_{\ddot{o}} - z_{\hat{t}}} \quad (7)$$

У проміжних положеннях ($z_{\ddot{o}} = z_o$)

$$\text{якщо } x_{\ddot{o}} > x_o, \text{ то } \dot{A}_{\ddot{o}} = 0; \quad (8)$$

$$\text{якщо } x_{\ddot{o}} < x_o, \text{ то } \dot{A}_{\ddot{o}} = \pi. \quad (9)$$

Закон керування шляховим кутом матиме наступний вигляд:

$$\delta_{mk} = -K_{mk} \cdot \Psi \quad (10)$$

δ_{mk} – це сигнал керування, котрий подається із мікроконтроллера на рульову машинку.

Рульова машинка має відреагувати на цей сигнал поворотом на відповідний кут:

$$\delta_{pm} = K_{pm} \cdot \delta_{mk}, \quad (11)$$

що спричинить певне відхилення руля напрямку ЛА

$$\delta_{pn} = K_{pn} \cdot \delta_{pm}, \quad (12)$$

і, як наслідок, поворот ЛА (і відповідно вектора його тяги, а значить і вектора шляхової швидкості) на певний кут (див. рис.1, рис.2).

Будемо вважати, що коефіцієнти K_{pm} , K_{pn} а також аеродинамічні коефіцієнти ЛА являються постійними величинами, тому потрібно підібрати K_{mk} для управління шляховим кутом.

Але при формуванні управляючого сигналу необхідно враховувати ще й значення кута ковзання β (кута між проекціями вектора швидкості та поздовжньої осі ЛА на горизонтальну площину). Адже перевищення певного порогового значення даного кута може призвести до втрати стійкості

Таким чином, необхідно ввести в закон управління рулем напрямку складову, що залежить від кута β і буде направлена на його зменшення (аналогічно зі швидкісним кутом ристання). В результаті руль напрямку не буде відхилятися занадто далеко, щоб не викликати різку зміну кутової орієнтації ЛА. При наявності ж вітрових збурень руль напрямку буде рухатися так, щоб компенсувати момент, що виникає при цьому і розвертає літак навколо вертикальної осі.

Тоді вираз для сигналу, що подаватиметься на рульову машинку, матиме наступний вигляд:

$$\delta_{\hat{t}} \hat{e} = -\hat{E}_{\hat{t}}^{\Psi} \hat{e} \cdot \Psi + \hat{E}_{\hat{t}}^{\beta} \hat{e} \cdot \beta \quad (13)$$

Додатній напрямок кута ковзання направлений за годинниковою стрілкою, якщо дивитися з кінця вертикальної осі ЛА (так же, як і для швидкісного кута ристання). Другий доданок у формулі (13) – це поправка на кут ковзання, сигнал про який можна отримувати від системи повітряних сигналів (СПС). Як бачимо, ця поправка обмежує амплітуду відхилення руля напрямку, в залежності від кута ковзання.

Враховуючи все вище сказане, функціональну схему системи траєкторної стабілізації безпілотного літального апарату можна представити так, як на рис.5.

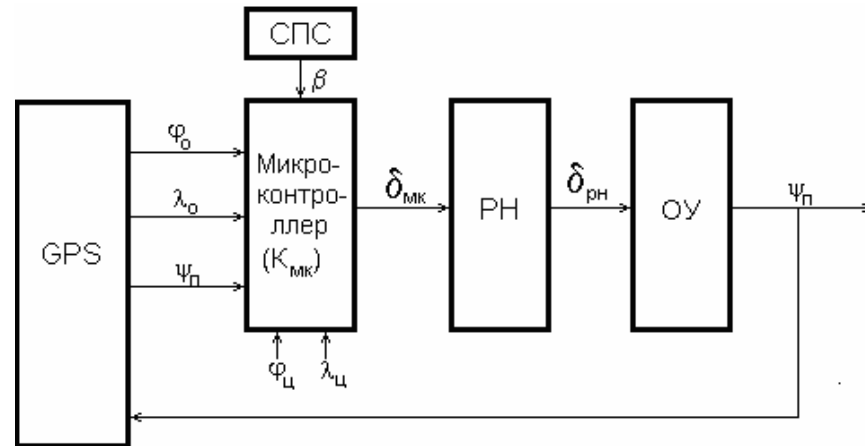


Рис. 5

Якщо ставиться задача літати по колу між декількома точками, то алгоритм, наприклад, для 4-х точок з урахуванням кута ковзання можна скласти наступним чином:

1. **Прочитати** значення ε - радіус зони попадання (вводиться вручну в метрах; аналіз похибок показав, що при $\varepsilon=10$ похибка вимірювання азимуту цілі становить 1° ; $\varepsilon=5$, $\Delta A_{\dot{\theta}}=2^\circ$);
2. **N=1** (1-ша ціль); **K=0** (початок координат не визначено);
3. **Прочитати** N-ті координати цілі $\varphi_{цп}, \lambda_{цп}$ ($n=1..4$ - вводяться вручну 4 пари координат в градусах);
4. **Отримати** із GPS-приймача поточне значення широти і довготи ЛА φ_o, λ_o (в градусах);
5. Якщо $K \neq 0$, то **перейти** до пункту 9, інакше **перейти** до пункту 6.
6. **Присвоїти** початкові (нульові) значення $\varphi_{онач} = \varphi_o, \lambda_{онач} = \lambda_o$
7. **Присвоїти** $K=1$ (означає, що початок координат уже визначено);
8. **Обчислити** φ_m'' та λ_m'' по формулах

$$\varphi_m'' = \frac{111.143 - 0.562 \cos(2\varphi_{онач})}{3.6},$$

$$\lambda_m'' = \frac{111.321 \cos(\varphi_{онач}) - 0.094 \cos(3\varphi_{онач})}{3.6};$$

9. **Перерахувати** координати із кутових величин у лінійні по формулах

$$x_o = (\varphi_o - \varphi_{онач}) \cdot \varphi_m'' \quad x_{цп} = (\varphi_{цп} - \varphi_{онач}) \cdot \varphi_m''$$

$$z_o = (\lambda_o - \lambda_{онач}) \cdot \lambda_m'' \quad z_{цп} = (\lambda_{цп} - \lambda_{онач}) \cdot \lambda_m''$$

10. **Отримати** із GPS-приймача поточне значення шляхового кута ЛА $\psi_п$;
11. **Порівняти** попарно $z_{цп}$ із z_o і **обчислити** $A_{ц}$:

$$\text{- якщо } z_{\ddot{o}} < z_o, \text{ то } \dot{A}_{\ddot{o}} = \frac{\pi}{2} - \operatorname{arctg} \frac{x_{\ddot{o}} - x_{\hat{t}}}{z_{\hat{t}} - z_{\ddot{o}}};$$

$$\text{- якщо } z_{\ddot{o}} > z_o, \text{ то } \dot{A}_{\ddot{o}} = \frac{3\pi}{2} + \operatorname{arctg} \frac{x_{\ddot{o}} - x_{\hat{t}}}{z_{\ddot{o}} - z_{\hat{t}}};$$

$$\text{- якщо } z_{\ddot{o}} = z_o \text{ і } x_{\ddot{o}} > x_o, \text{ то } \dot{A}_{\ddot{o}} = 0;$$

$$\text{- якщо } z_{\ddot{o}} = z_o \text{ і } x_{\ddot{o}} < x_o, \text{ то } \dot{A}_{\ddot{o}} = \pi.$$

12. **Обчислити** поточне значення шляхового кута рискання $\Psi = \psi_{\pi} - A_{\pi}$;

13. **Отримати** поточне значення кута ковзання β із СПС;

14. **Подати** на рульову машинку **сигнал**, пропорційний шляховому куту рискання і направлений в протилежну сторону $\delta_{mk} = -K_{mk}^{\Psi} \cdot \Psi + K_{mk}^{\beta} \cdot \beta$;

15. **Перевірити** координати об'єкта x_o, z_o : якщо $x_o \notin x_{\text{цп}} \pm \varepsilon$ і $z_o \notin z_{\text{цп}} \pm \varepsilon$, то **перейти** до п.4 інакше **перейти** до п.16;

16. **Перевірити** значення N:

- якщо $N < 4$, то $N := N + 1$ і **перейти** до п.3;

- якщо $N = 4$, то **перейти** до п.2 (заcyclити політ по 4-м точкам).

Для можливості «підхоплення» літального апарату пультом керування можна в пункті 16 перевіряти ще одну змінну, котра, будучи рівною 1 буде давати команду на відключення автопілоту, а будучи рівною 0 – давати команду продовжувати роботу автопілоту по алгоритму.

На випадок зриву сигналу GPS (тимчасова його втрата) в алгоритм слід закласти можливість приведення руля напрямку у нейтральне положення з метою збереження стійкості до моменту появи сигналу. Адже літак стабілізовано в горизонтальній площині за допомогою системи горизонтальної стабілізації, яка працює незалежно від GPS.

Аналіз похибок даної системи показує, що похибки визначення координат ЛА через похибку GPS становить 5 м. Через це матимемо похибку визначення азимуту цілі, що зростає при зменшенні відстані від об'єкту до цілі за законом

$$\Delta A_{\Delta l} = \left(\frac{1}{\Delta l_x \left(1 + \frac{\Delta l_z^2}{\Delta l_x^2} \right)} - \frac{\Delta l_z}{\Delta l_x^2 \left(1 + \frac{\Delta l_z^2}{\Delta l_x^2} \right)} \right) \cdot \Delta l, \quad (14)$$

де Δl – похибка вимірювання модуля координати.

Враховуючи, що $\Delta l^2 = \Delta l_z^2 + \Delta l_x^2$, вираз (14) можна записати у вигляді

$$\Delta A_{\Delta l} = \frac{\Delta l_x - \Delta l_z}{\Delta l} \quad (15)$$

Побудуємо графік залежності похибки азимута від відстані в припущенні: $\Delta l_z = -5$ м, $\Delta l_x = 5$ м, тобто $\Delta A_{\Delta l}$ матиме максимальне значення:

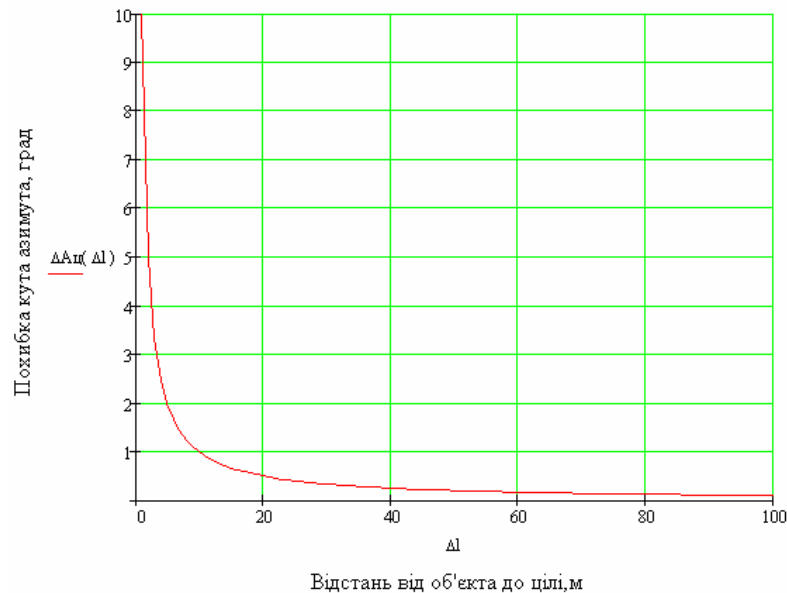


Рис. 7. Залежність похибки азимута від відстані від об'єкта до цілі

Також маємо похибку вимірювання шляхового кута ψ_{π} за допомогою GPS. Із паспорта GPS маємо $\Delta\psi_{\pi \max} = 0,1^\circ$. Тоді похибка стабілізації шляхового кута являє собою суму

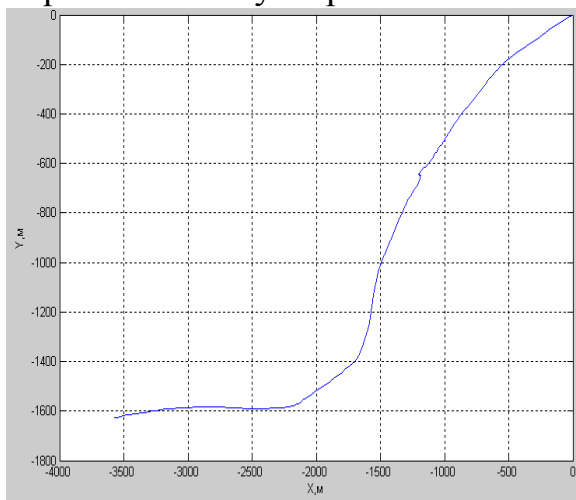
$$\Delta\Psi_{\max} = |\Delta\psi_{\pi \max}| + |\Delta\dot{\Lambda}_{\ddot{o}}| = 0,1 + |\Delta\dot{\Lambda}_{\ddot{o}}| \quad (16)$$

Додаткова похибка від неточності коефіцієнтів перерахунку φ''_m та λ''_i при польоті на відстань близько 555 км від місця старту (5 градусів відповідно широти і довготи) приблизно складає

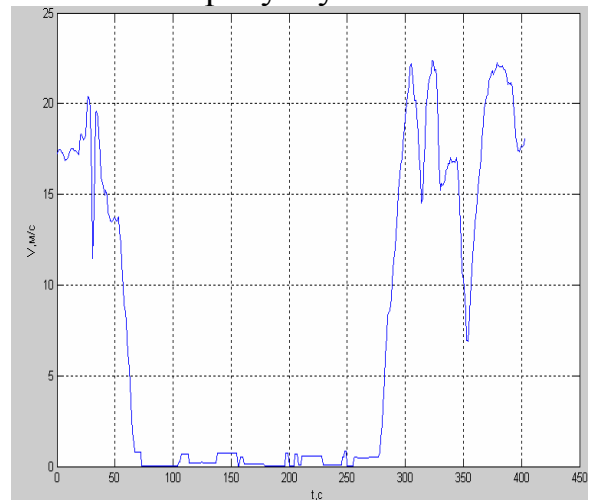
$$\Delta x_{\Delta\varphi''_i} = 5 \cdot 0.0266 = 0.133 \text{ м}$$

$$\Delta z_{\Delta\lambda''_i} = 5 \cdot 2.0783 = 10.392 \text{ м}$$

В ході роботи над статтею було проведено дослідження з отримання і обробки сигналу з приймача GPS. Вони показані на рисунку 9 та 10:



а)



б)

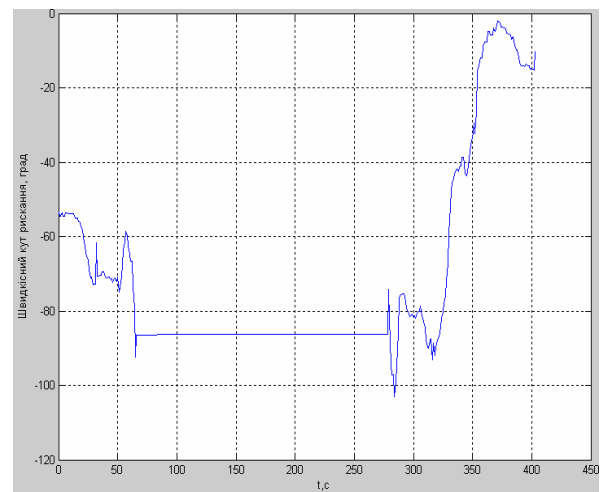
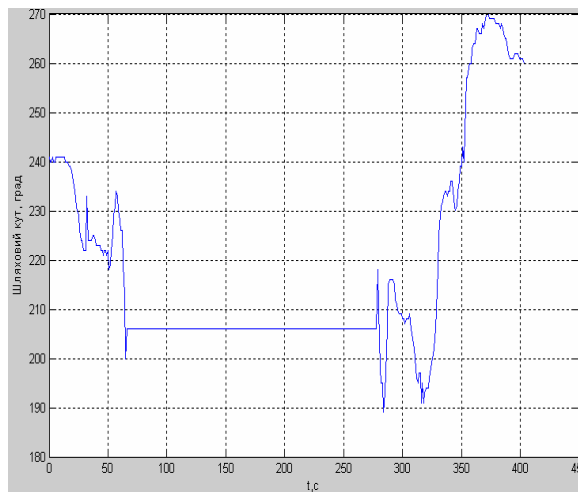


Рис. 9 а) траєкторія руху; б) рафік зміни шляхової швидкості; в)графік зміни шляхового кута; г) графік зміни шляхового кута рискання;

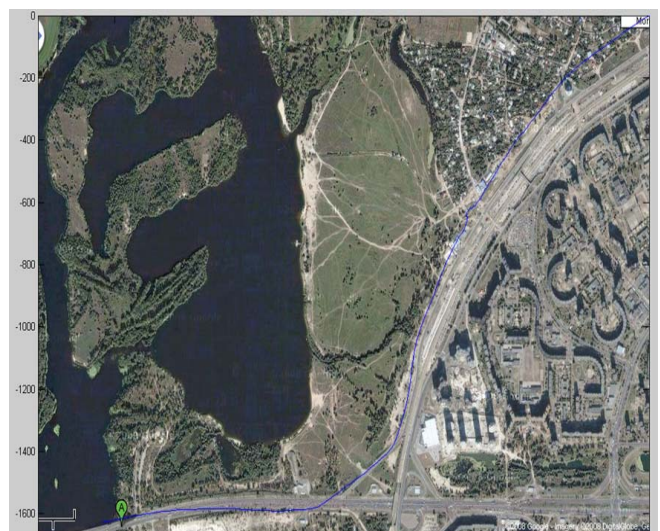
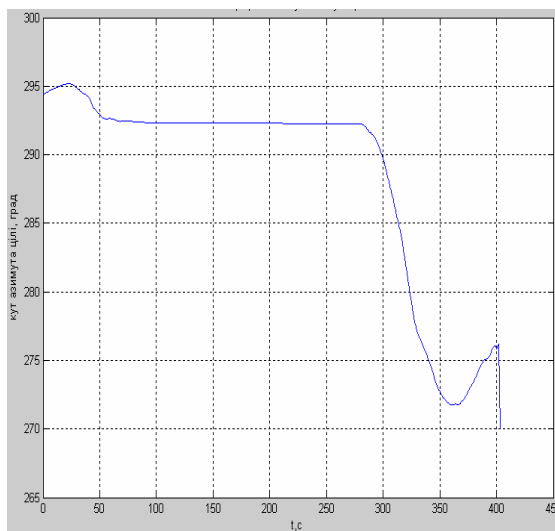


Рис.10 а) графік зміни азимута цілі; б) результат накладання траєкторії руху об'єкта, отриману за допомогою GPS на карту місцевості

Висновок

Для управління польотом розглядуваного БПЛА на борту наявна система горизонтальної стабілізації та система траєкторної стабілізації. Для траєкторної стабілізації запропоновано використати у якості датчиків первинної інформації приймач сигналів GPS та систему повітряних сигналів. Розглянуто алгоритм роботи обчислювача та закон формування управляючого сигналу. Аналіз похибок показав, що точність такої системи зменшується при наближенні до цілі, що спричинює необхідність введення зони нечутливості. Одним із подальших завдань є пошук передатних коефіцієнтів $\hat{E}_i^{\Psi_e}$ та $\hat{E}_i^{\beta_e}$, які залежать від коефіцієнтів математичної моделі ЛА і для кожного ЛА будуть різні.

Бібліографічний список

1. Методичний посібник “Супутникові навігаційні системи” з курсу “Навігація ЛА”
2. Стандарт ІЕС 1162-1 / Ed. 1/.
3. *Фихтенгольц Г.М.*, Основы математического анализа, том 1.М.,1968 г.,440 с.
4. *Асланян А.Э.* Системы автоматического управления полётом летательного аппарата. – КВВАИУ, 1984, часть 1. – 434 с.

Лаврущенко О. М.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут»

aleksandr.lavrushchenko@gmail.com

Development of visually-controlled devices is very actual problem now. This article considered the dataflow-programming method application for one of such systems.

Вступ

Розробка візуально-керованих пристроїв є зараз досить актуальною проблемою. При цьому, як відмічають багато розробників таких робототехнічних систем для них характерна висока складність. Повторне використання програмного коду та вірно обрана архітектурна база можуть значно зменшити складність, а відповідно і час розробки.

Сьогодні широкий вжиток у багатьох інженерних задачах має ОС загального призначення Linux. У зв'язку з швидким розвитком рішень на базі цієї системи і відкритістю її кодової бази — вона являє собою і як вбудована ОС з детермінованим часом відгуку. Наразі для вирішення завдання візуального керування на цій платформі існують і вільні рішення промислового типу, як-то бібліотека Intel® OpenCV.

При проектуванні складних інженерних систем вже давно набула популярності модель потокового програмування. Наприклад у роботі [1, Baroth and Hartsough, 1995], автори відмічають, що фактично для великого проекту використання концепції потокового графічного програмування полегшило завдання і зменшило час розробки у порівнянні з програмуванням на C, також і за рахунок покращення взаємодії між розробниками. Вони використовували при розробці програмний комплекс LabView®.

Постановка задачі

Мета дослідження — створити програмну базу алгоритмів для візуального керування рухомим об'єктом. При цьому важливим моментом є спрощення процесу створення алгоритмів, та модифікації ланцюгів обробки даних.

Саме тому було звернено увагу на модель потокової обробки даних,

оскільки такий підхід дозволяє максимально розділити між собою алгоритми, як на функціональному та структурному рівнях, так і на рівні вихідного коду. Більш того, з'являється можливість зовсім відокремити конкретну структуру системи керування від вихідного коду. Можливе також графічне налаштування шаблонів ланцюгів обробки, як буде зазначено далі.

Використання потокової моделі у алгоритмі керування

Обробка сигналу взагалі і обробка відеосигналу як окремий випадок є найкращими ілюстраціями для потокового методу обробки. Для Linux є два програмних рішення з поточковим підходом: GStreamer та MLT. Оскільки GStreamer з'явився раніше він має ширше застосування, а з деякого часу — підтримку індустрії. Його реалізовано на мові C, за рахунок чого досягається

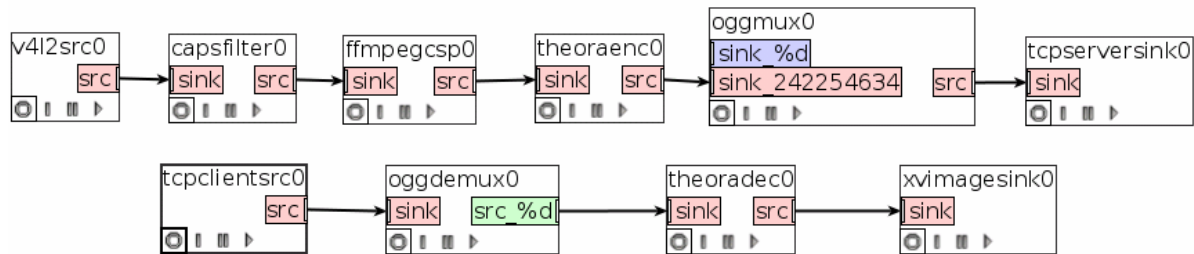


Рисунок 1. Модель потоку відеоданих на станцію моніторингу

гарна швидкість виконання. Для прискорення обробки можливе використання апаратних ресурсів, наприклад [2, Fischer, 2008]**Error! Reference source not found.**

Головною ідеєю закладеною у пакет є графи фільтрів. Тобто будь-які вхідні дані проходять чергу обробників «чорних скриньок» вилаштованих у вигляді довільного⁵ графу. Про скриньки відома лише кількість і властивості їх портів вводу-виводу. Елементами можуть бути витoki, стоки, фільтри. Таким чином конкретна послідовність алгоритмів обробки відокремлена від реалізацій окремих алгоритмів, а граф може бути налаштовано під час виконання, що дає велику гнучкість при роботі з потоками даних у задачах керування. Фактично з'являється можливість додати системі адаптивні властивості.

Розглянемо, яким саме чином така можливість досягнута. Граф обробки даних може бути описано багатопоточною деревоподібною структурою, чи сукупністю дерев. Він таким чином може описувати складні послідовності з циклами та іншими елементами. Древа можуть виконуватись паралельно, а також можлива модифікація структури дерева

5 Подобиці <http://gstreamer.freedesktop.org/documentation/>

під час виконання.

У якості прикладу дерева можна розглянути завдання передачі відеоданих з бортової камери на наземну станцію моніторингу. Це завдання можна розв'язати різними способами, конкретна конфігурація буде залежати від вимог до якості зображення, пропускної здатності каналу та ін. На рис.1 можна бачити, які саме елементи проходять дані. Сирі дані спочатку кодуються згідно вимог, потім стискаються кодеком Theora⁶, потім вкладаються у Ogg⁷-контейнер, після чого отримані пакети даних у якості корисного навантаження передаються у TCP-пакетах по мережі. На станції

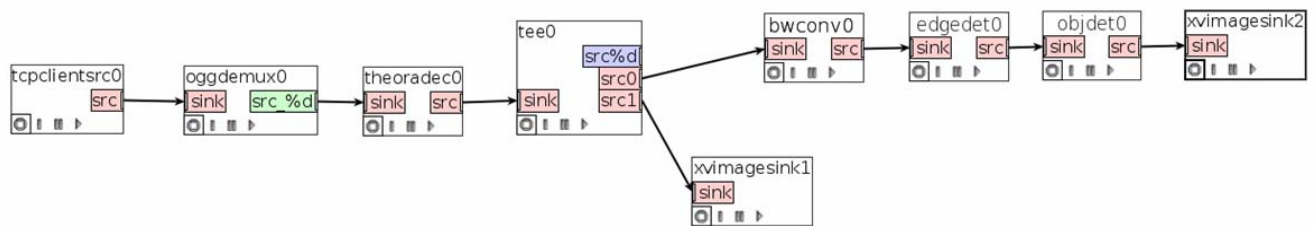


Рисунок 2. Варіант моделі обробки на станції моніторингу

моніторингу вони проходять зворотню обробку і результат відображається на ГІК⁸ оператора. При необхідності можуть бути додані елементи для збереження вхідного відеопотоку на накопичувач.

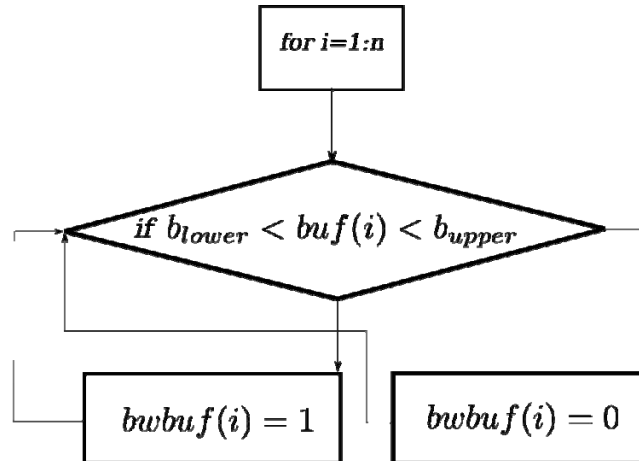


Рисунок 3. Цикл редукції кольорів

Структура графу дозволяє оператору спостереження потоку до та після обробки. Приклад наведений на рис.2. У даному випадку оператору виводиться відеопотік з камери та окремо виділенна інформація про локалізацію після обробки. Фільтри bwconv, edjedet та objdet зображені на рис.2 є власноруч реалізованими алгоритмами. Відповідно:

6 Дивіться <http://theora.org/>

7 Подобиці <http://ru.wikipedia.org/wiki/Ogg>

8 ГІК — графічний інтерфейс користувача

редукції кольорового зображення у бінарне, визначення кордонів об'єктів у кадрі, детектування об'єкту-цілі. На рис.3 зображена блок-схема модулю редукції кольорів, тут `buf[n]` — вхідний буфер, тобто кадр. `bwbuf[n]` — вихідний буфер. Подробиці про вказані алгоритми можна знайти у [3 ,4 ,5 , Lavrushchenko and Shevchenko].

Окрім прямих модифікацій дерева, можливо також заздалегідь створювати різноманітні задані конфігурації. Граф може бути створено візуально у графічному редакторі і збережено у вигляді XML-дерева. Внутрішнє дерево даних програми також може бути серіалізовано і збережено. У лістингу **!Error! Reference source not found.** подано приклад опису ланцюга обробки мовою XML.

```
<?xml version="1.0"?>
<gststreamer xmlns:gst="http://gststreamer.net/gst-core/1.0/">
  <gst:element>
    <gst:name>cs udp streaming serv</gst:name>
    <gst:type>pipeline</gst:type>
    <gst:param>
      <gst:name>name</gst:name>
      <gst:value>cs udp streaming serv</gst:value>
    </gst:param>
    <gst:param>
      <gst:name>async-handling</gst:name>
      <gst:value>FALSE</gst:value>
    </gst:param>
    ...
  </gst:element>
</gststreamer>
```

Лістинг 1. Граф обробки відеоданих описаний на XML

Таким чином можливо мати бібліотеку шаблонів конфігурацій графів обробки даних, що будуть використовуватися при тестуванні або роботі системи керування та станції моніторингу рухомого об'єкту.

Висновки

За допомогою комплексу GStreamer реалізовано елементи системи керування рухомим об'єктом описаної у роботах [3 ,4 ,5 , Lavrushchenko and Shevchenko]**!Error! Reference source not found.** А саме елементи-фільтри: редукції кольорів, виділення кордонів, пошуку об'єкту. Використання Linux та GStreamer у якості серединного шару між апаратним забезпеченням та алгоритмами керування та моніторингу дозволило значно спростити процес розробки та отримати гнучке програмне рішення.

Бібліографічний список

- [1] *E. Baroth, C. Hartsough*. Visual programming in the real world // In Visual Object-Oriented Programming: Concepts and Environments. Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 21–42, 1995
- [2] *T. Fischer*. Embedded streaming media with GStreamer // ESC321 Boston, 2008.
- [3] *O. M. Lavrushchenko, V. Yu. Shevchenko*. Software architecture for control system of visual-based mobile robot// 1st International Scientific Conference «Intelligence, Integration, Reliability», Kiev, 2008.
- [4] *О. М. Лаврущенко*. Система візуальної орієнтації мобільного роботу під керуванням rtai/debian // VI Всеукраїнська конференція розробників та користувачів вільних програм «OSDN», 2007.
- [5] *О. М. Лаврущенко В. Ю. Шевченко*. Керування рухомим апаратом за візуальною інформацією // Матеріали VI міжнародної науково-технічної конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», присвяченої 100-річчю з дня народження академіка С.П. Корольова, Том №2:150–153, 2007.

АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ С ПРОГНОЗИРУЮЩЕЙ МОДЕЛЮ
ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ВЫСОТНОЙ
ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОЙ АЭРОПЛАТФОРМЫ

Кирчу П.И.
НТУУ «КПИ»
pkirchu@yandex.ru

В работе рассмотрено метод синтеза алгоритмов управления с прогнозирующей моделью на класс летательных аппаратов, которые выполняют функции высотных аэроплатформ телекоммуникационных систем (ТКС). Он представляет собой совокупность взаимосвязанных алгоритмов оценивания (частичного программного восстановления) параметров a управляемого объекта, оценивание его состояния, параметров внешних возмущений и собственно алгоритма формирования управления. При этом синтез осуществляется на основе прогнозирующих моделей воспроизводящих в ускоренном времени неуправляемое, или «свободное», движение объекта управления.

Kirchu P.I.
NTUU “KPI”
pkirchu@yandex.ru

**Adaptive algorithm with a predictive model for the trajectory traffic
control of height altitude telecommunication aeroplatform**

It is in-process observed a method of synthesis of control algorithms with a predictive model on the class-room of aircrafts which execute functions of high-altitude aeroplatforms of telecommunication systems. It represents set of interdependent algorithms of a sizing up (the partial programs recovery) parameters *and* controlled plant, a sizing up of its state, parameters of exterior perturbations and naturally algorithm of shaping of steering. Thus synthesis is carried out on the basis of predictive models reproducing in accelerated time uncontrollable, or "free", driving of installation of steering.

Введение

В настоящее время одним из наиболее универсальных средств решения задач синтеза систем управления полетом является метод аналитического конструирования [1-4]. Основной отличительной особенностью рассматриваемого здесь алгоритма является использование прогнозирующих моделей, которые предназначены для воспроизведения “возможного будущего” движения управляемого объекта. Рассматриваемый здесь метод прогнозирующей модели является оптимизацией управления динамическими объектами по критерию обобщенной работы.

Постановка задачи

Особенностью режимов полета аэроплатформ для телекоммуникационных систем на базе ДПЛА есть предварительная неопределенность относительно возможных возмущений каналов ТКС, вызванная непредвиденными изменениями метеоусловий. Это вызывает необходимость оперативного реагирования, то есть оптимизации траекторного движения ДПЛА в реальном времени.

Целью работы есть синтез адаптивного алгоритма с прогнозирующей моделью для управления траекторным движением высотной телекоммуникационной аэроплатформы в условиях интенсивного действия внешних возмущений.

Будем рассматривать задачу синтеза структуры адаптивных законов управления аэроплатформой и определение их параметров при помощи метода прогнозирующих моделей.

Процедура оптимального синтеза

В качестве объекта управления рассматривается нелинейная модель пространственного движения ЛА [5]. Задачи управления относятся к задачам пилотажного уровня: управление угловым положением ЛА и перегрузками в области умеренных углов атаки и скольжения. Последнее условие позволяет в выражениях для аэродинамических коэффициентов ограничиться линейными членами разложения.

Минимизируемый функционал будем задавать в формулировке А.А Красовского со скользящим интервалом оптимизации заданной продолжительности T

$$I_{Kp} = V_{зад}[z(t_k), t_k] + \int_{t_0}^{t_k} Q(x, t) dt + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_k} (u' K^{-1} u + u'_{onm} K^{-1} u_{onm}) dt \quad (1)$$

Функцию $V_{зад}$ будем полагать нулевой, а функцию $Q_{кач}$ выберем в следующем виде

$$\begin{aligned} Q_{кач} = & \frac{1}{2} \beta_{V_X} (V_X - V_{X3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{V_Y} (V_Y - V_{Y3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{V_Z} (V_Z - V_{Z3AD})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \beta_{\omega_X} (\omega_X - \omega_{X3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{\omega_Y} (\omega_Y - \omega_{Y3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{\omega_Z} (\omega_Z - \omega_{Z3AD})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \beta_{e_{yx}} (e_{yx} - e_{yx3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{e_{yy}} (e_{yy} - e_{yy3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{e_{yz}} (e_{yz} - e_{yz3AD})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \beta_{n_x} (n_x - n_{x3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{n_y} (n_y - n_{y3AD})^2 + \frac{1}{2} \beta_{n_z} (n_z - n_{z3AD})^2. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $\beta_{(i)}$ неотрицательные весовые коэффициенты; индексом «3AD» отмеченные заданные значения соответствующих величин поступающие из старшего уровня иерархии или формируемые на выходе эталонной модели.

Входящие в (2) значения перегрузок вдоль осей связанной СК не являются компонентами вектора состояния модели но могут вычисляться по следующим формулам:

$$\begin{aligned}n_X &= e_{yx} + (\dot{V}_{KX} + V_{KZ}\omega_y - V_{KY}\omega_z)/g, \\n_Y &= e_{yy} + (\dot{V}_{KY} + V_{KX}\omega_z - V_{KZ}\omega_x)/g, \\n_Z &= e_{yz} + (\dot{V}_{KZ} + V_{KY}\omega_x - V_{KX}\omega_y)/g.\end{aligned}\tag{3}$$

Угловое положение ЛА в (2) задается значениями направляющих косинусов e_{yx}, e_{yy}, e_{yz} между осями связанной СК и местной вертикалью. Эти косинусы однозначно определяются по заданным значениям углов тангажа и крена. Если необходимо обеспечить также заданный угол рыскания ЛА то уравнения модели необходимо дополнить уравнениями Пуассона еще для трех направляющих косинусов e_{xx}, e_{xy}, e_{xz} .

В качестве управляющих органов используются рули высоты и направления, а также элероны, сигналы управления которыми представляются в виде

$$\dot{\delta}_\vartheta = u_\vartheta\tag{4}$$

Синтез оптимального управления для рассматриваемой задачи осуществляется выбором соответствующих ненулевых коэффициентов $\beta_{(i)}$ в (2) и К в (1).

Для задач автоматизации движения ЛА большое значение приобретает слежение летательным аппаратом за эталонными моделями. При моделировании полагалось что управление ЛА в продольной плоскости в качестве эталона может быть взято колебательное звено с определенными параметрами, а при управлении ЛА в поперечной плоскости – апериодическое звено.

Для исследования возможности использования для управления нелинейным объектом упрощенных линеаризованных прогнозирующих моделей типа

$$\begin{aligned}\frac{d}{d\tau}\Delta x_M(\tau) &= k \frac{\partial F[x_M(t_u), a, \delta_M(t_u), t_u]}{\partial x_M(t_u)} \Delta x_M(\tau) + \\&+ k \frac{\partial F[x_M(t_u), a, \delta_M(t_u), t_u]}{\partial t_u} \Delta t + k x_M(\tau)\end{aligned}\tag{5}$$

рассмотрим прогнозирующую модель ЛА которую запишем в виде

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\alpha} &= \Delta\omega_Z - a_y^\alpha \Delta\alpha, \\ \Delta\dot{\omega}_Z &= -a_{mz}^\alpha \Delta\alpha - a_{mz}^{\omega_Z} \Delta\omega_Z - a_{mz}^{\delta_{P.B}} \Delta\delta_{P.B},\end{aligned}$$

(6)

где $\Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta$ - приращение угла атаки. Полагая, что приращения компонент вектора состояния прогнозирующей модели отсчитываются от значений соответствующих компонент вектора состояния управляемого объекта в момент t_u , запишем прогнозирующую модель (5) для данного случая

$$\begin{aligned}\frac{d}{d\tau} \Delta\alpha &= k\Delta\omega_Z - k a_y^\alpha \Delta\alpha + \dot{\alpha}(t_u), \\ \frac{d}{d\tau} \Delta\omega_Z &= -k a_{mz}^\alpha \Delta\alpha - k a_{mz}^{\omega_Z} \Delta\omega_Z + \dot{\omega}_Z(t_u).\end{aligned}$$

(7)

Для реализации алгоритма с матрицей чувствительности уравнение прогнозирующей модели следует дополнить следующими уравнениями:

$$\begin{aligned}\frac{d}{d\tau} Z_\alpha &= kZ_\omega - k a_y^\alpha Z_\alpha, \\ \frac{d}{d\tau} Z_\omega &= -k a_{mz}^\alpha Z_\alpha - k a_{mz}^{\omega_Z} Z_\omega - k a_{mz}^{\delta_{P.B}},\end{aligned}$$

(8)

где $Z_\alpha = \partial\alpha(\tau)/\partial\delta_{P.B}(t_u)$; $Z_\omega = \partial\omega_Z(\tau)/\partial\delta_{P.B}(t_u)$.

В случае пилотирования ЛА по угловой скорости тангажа функционал будем задавать в виде

$$I_{Kp} = \beta \int_{t_0}^{t+T} (\omega_Z - \omega_{Z3AD})^2 d\tau + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t+T} (u^2 + u_{onm}^2) d\tau.$$

(9)

Тогда сигнал управления определяется формулой

$$u_{onm}(t_u) = \dot{\delta}_{P.B}(t_u) = -k \int_{t_0}^{t+T/k} Z_\omega(\tau) \beta [\omega_Z(t_u) + \Delta\omega_Z(\tau) - \omega_{Z3AD}(\tau)] d\tau.$$

(10)

Структура этого алгоритма показана на рис. 1.



Моделирование (7), (8), (10) при $\Delta t_u = 0,05$ с дает для рассматриваемого ДПЛА легкого класса хорошие процессы управления представленные на рис. 4, рис. 5.

Оптимальный адаптивный регулятор с линейной прогнозирующей моделью для БПЛА.

Целью проведенных исследований является разработка оптимальной адаптивной системы управления полетом беспилотного самолета легкого класса.

Для управления данным объектом используются три аэродинамических органа управления: руль высоты, элероны, и руль направления.

Согласно описанной методике для данного беспилотного самолета определена структура законов управления. Регулятор спроектирован для независимых каналов продольного и бокового движения.

Для полученной структуры путем минимизации функционала обобщенной работы (1) рассчитываются оптимальные коэффициенты законов управления для каждого интервала оптимизации и подставляются в законы управления полученные с помощью линейной прогнозирующей модели.

Адекватное восстановление состояния системы по имеющимся измерениям выполняется при помощи оптимального фильтра Калмана [6].

Моделирование работы синтезированной системы выполнено с помощью средств Matlab: Control Toolbox и Simulink. Исследованы влияния

различных параметров функционала на основные прямые показатели качества процессов слежения за эталоном (рис. 2). При очень малых и больших длительностях интервала прогнозирования наблюдается потеря устойчивости не устраняемая подбором коэффициентов в (2).

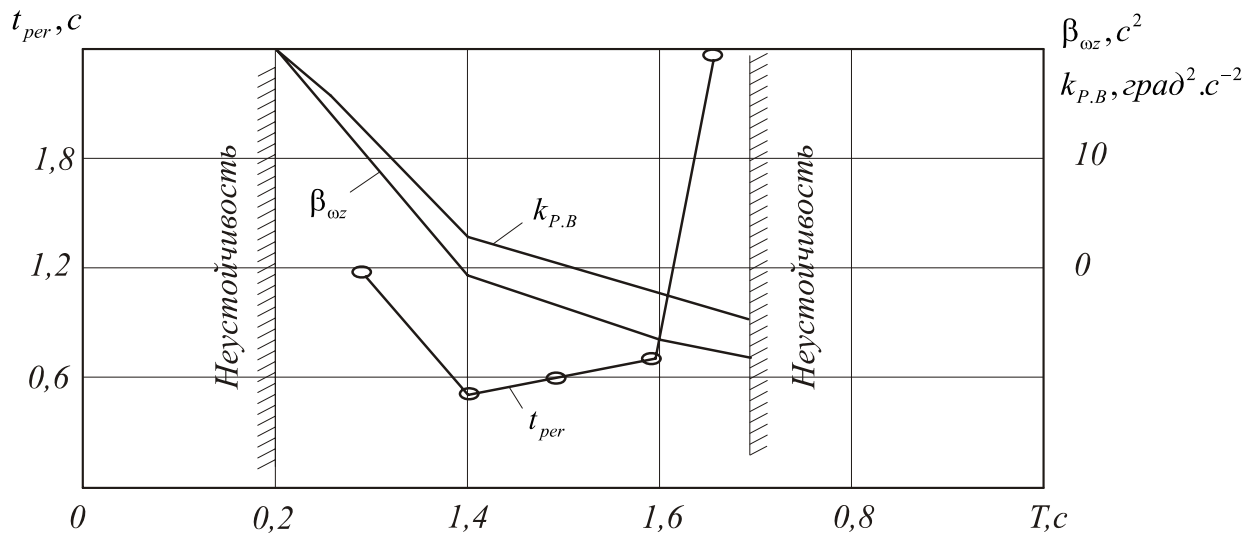
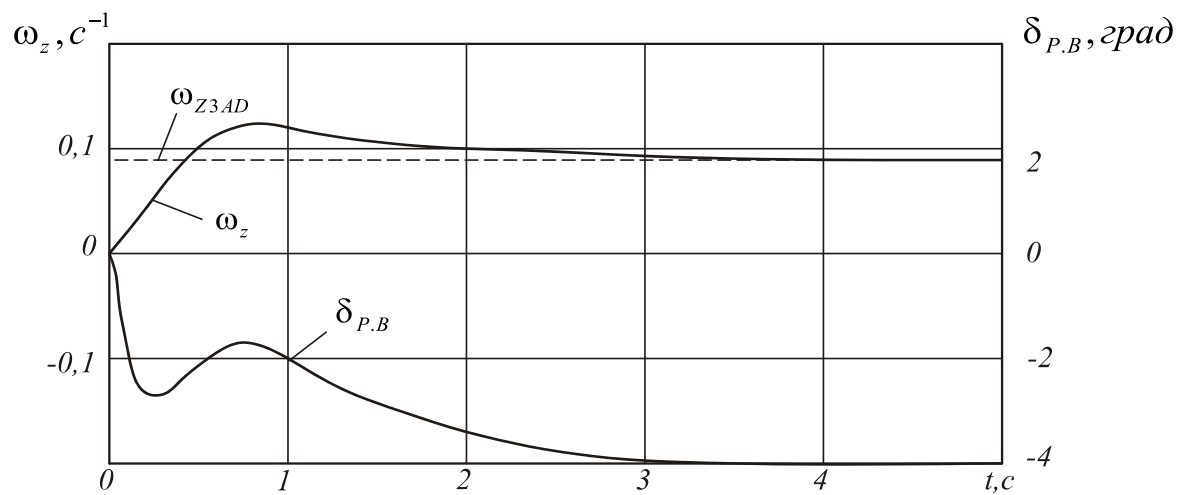


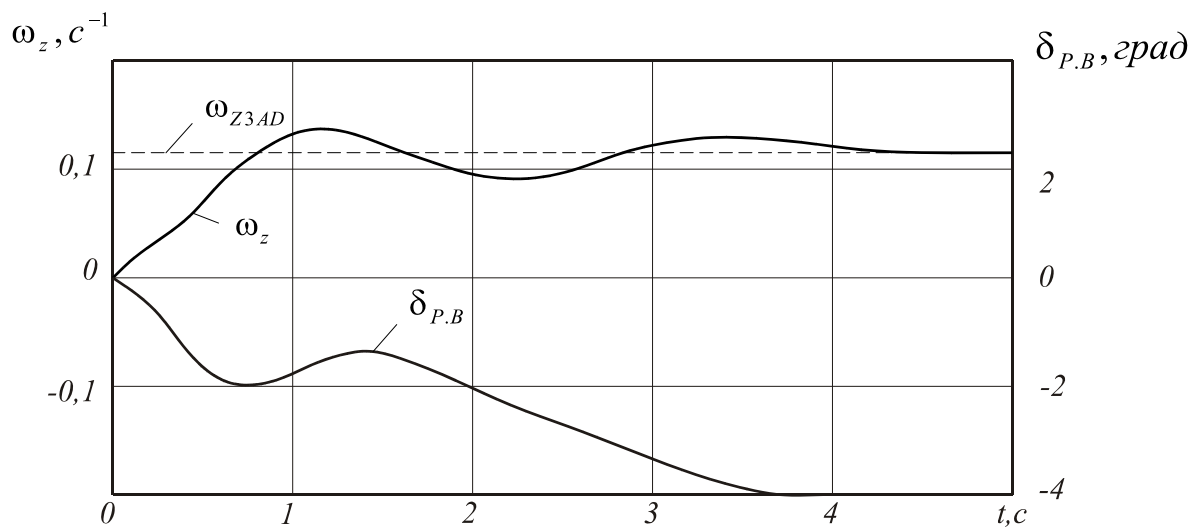
Рис. 2 Зависимость наименьшего времени регулирования и соответствующих параметров функционала от длительности интервала оптимизации при отработке заданной угловой скорости ω_{Z3AD}

На рис. 3 показаны наилучшие (по множеству коэффициентов β_{ω_z}) в смысле прямых показателей качества процессы управления угловой скоростью ω_z при различных длительностях интервала оптимизации. Эти процессы представляют собой реакции системы на ступенчатое изменение ω_{Z3AD} . При небольших T наблюдается повышенная колебательность переходных процессов, а при завышенных значениях процессы становятся вялыми и растет перерегулирование.

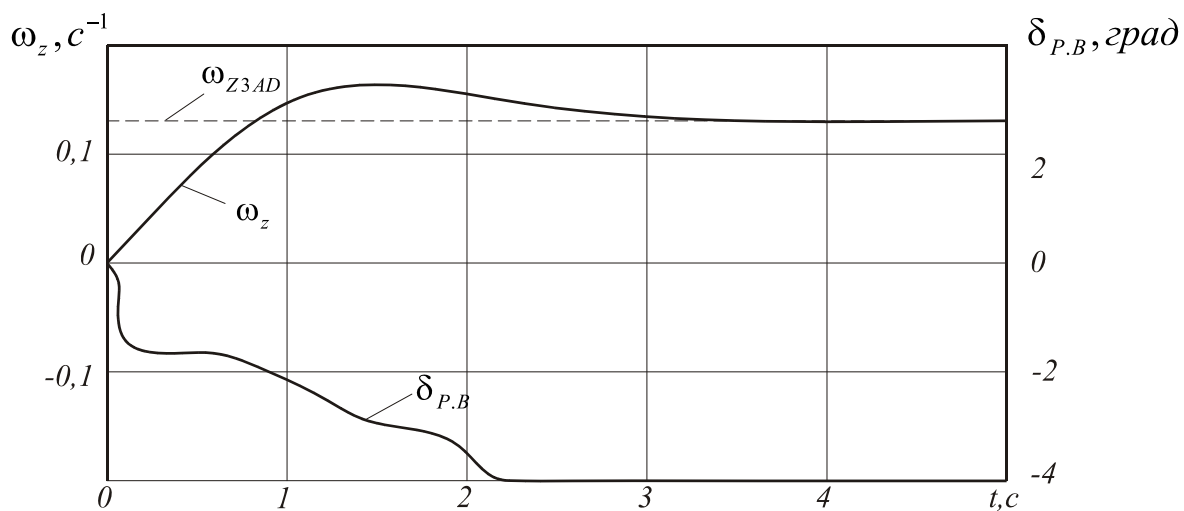
На рис. 4 приводятся процессы управления углом атаки α , углом тангажа ϑ и нормальной перегрузкой n_y . Перечисленные задачи решены одним алгоритмом с изменением только коэффициентов в (2) и длительности прогнозирования. Кроме того, показанные на рис. 3, в переходные процессы получены в двух вариантах: без демпфирования, т.е. при $\beta_{\omega_z}=0$ (сплошные линии), и с демпфированием, т.е. при $\beta_{\omega_z} \neq 0$ (штрихпунктирные линии).



а)

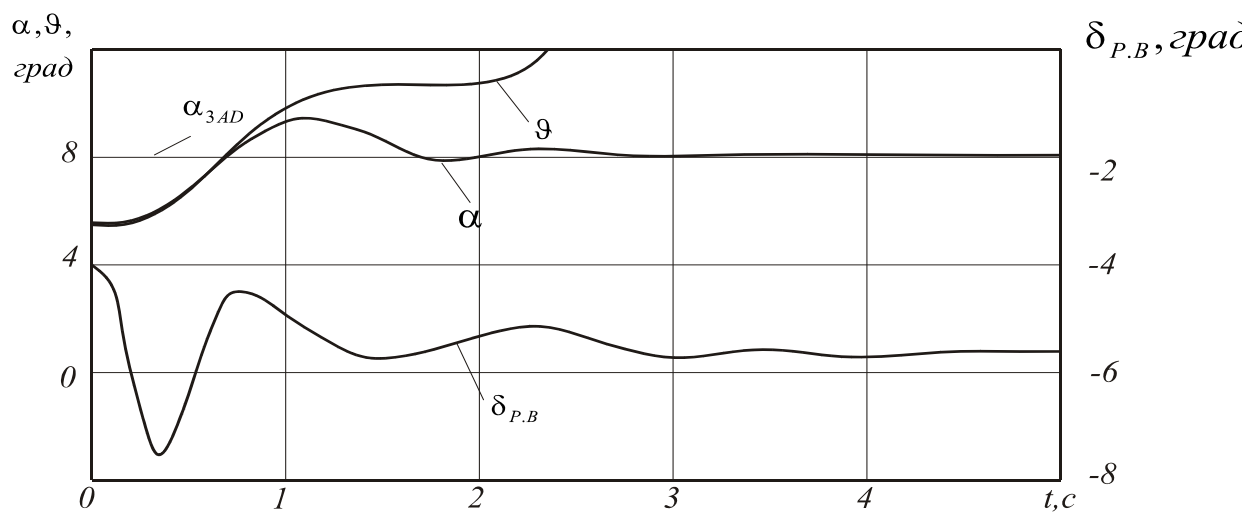


б)

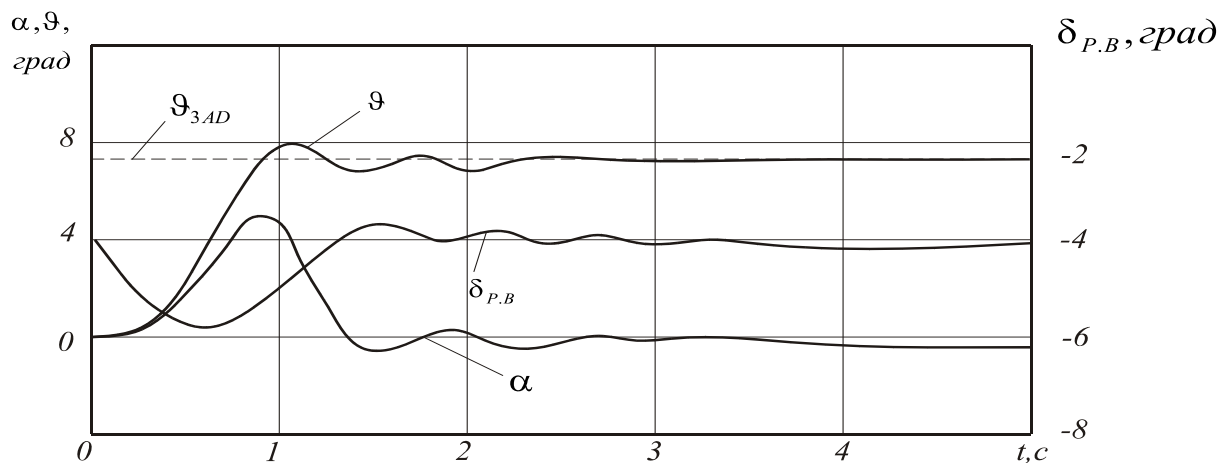


в)

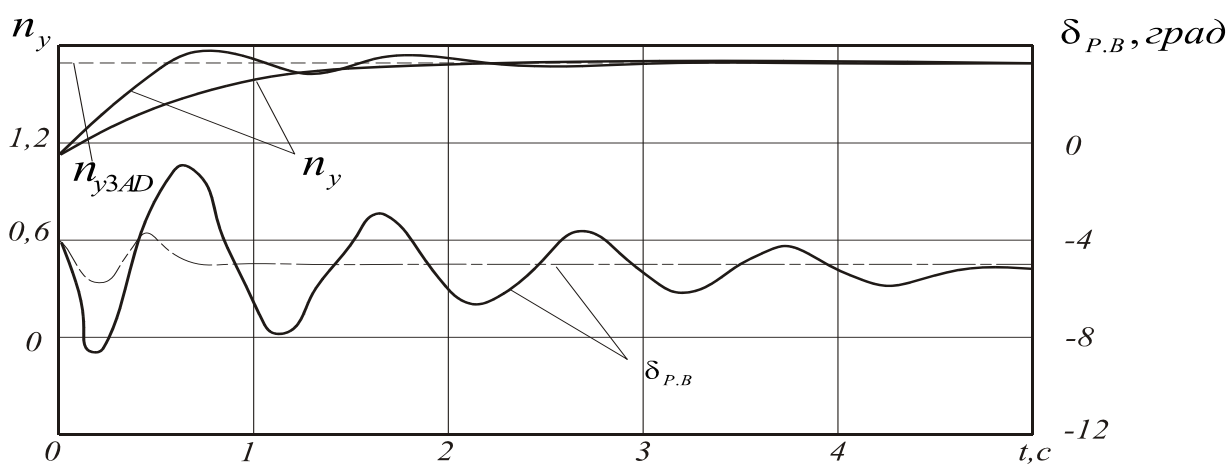
Рис. 3 Процессы отработки заданной угловой скорости ω_{Z3AD} при различных длительностях интервала оптимизации: а – $T=0.5$ с; б – $T=0.2$ с; в – $T=1.2$ с



а)



б)



в)

Рис. 4 Процессы управления в продольной плоскости: а – угол атаки; б – углом тангажа; в - перегрузкой

На рис. 5 и рис. 6 показаны процессы изменения угловых скоростей в эталонных моделях при ступенчатом отклонении соответствующих органов

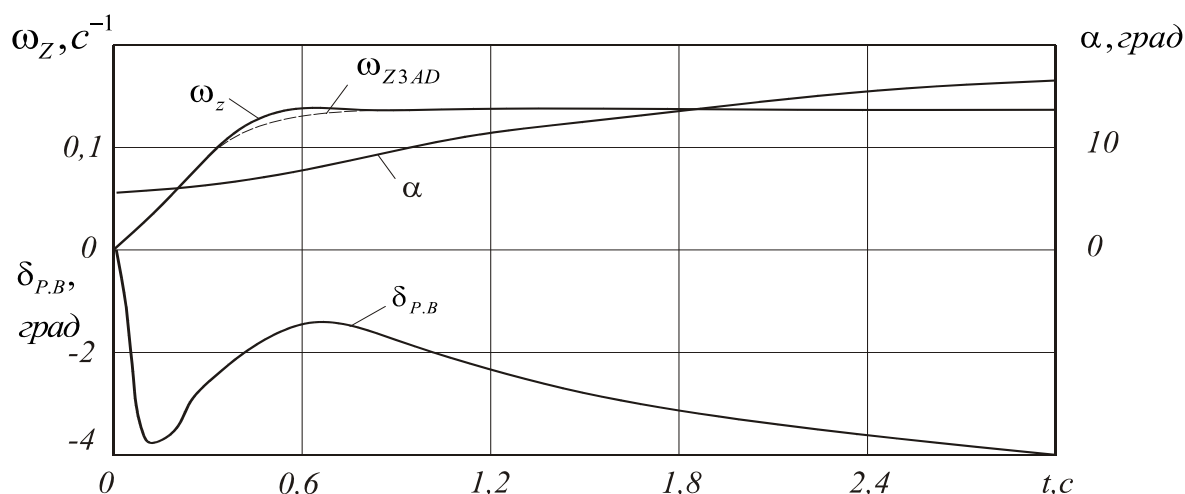


Рис. 5 Оптимизация процесса слежения самолетом за эталонной моделью при обработке заданной угловой скорости ω_{z3AD} , $T=0.4$ с

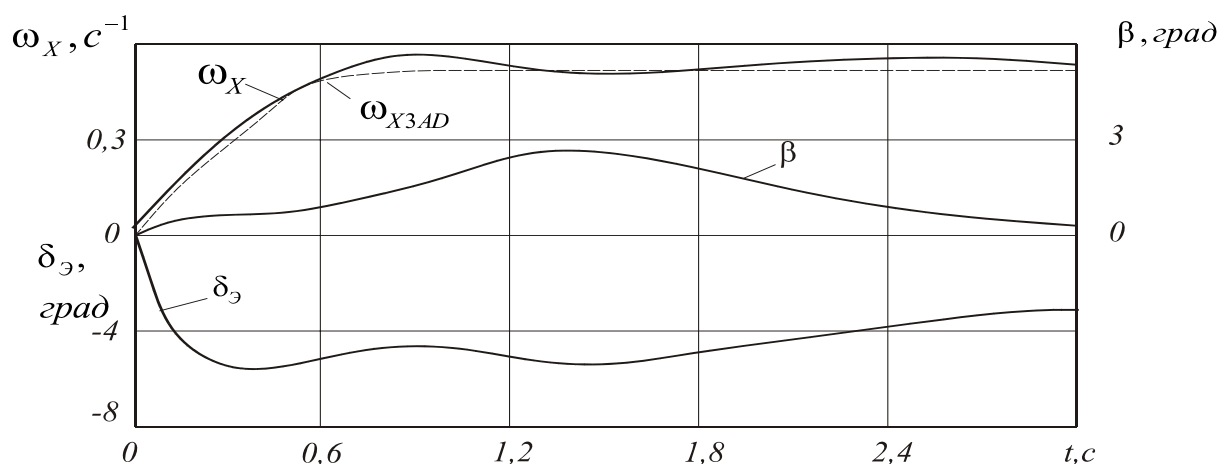


Рис. 6 Оптимизация процесса слежения самолетом за эталонной моделью при обработке заданной угловой скорости ω_{X3AD} , $T=0.5$ с

управления, а также процессы изменения этих же угловых скоростей объекта и соответствующее им отклонение рулевых органов $\delta_{P.B}$ и δ_{ε}

Результаты моделирования оптимального процесса слежения самолетом за эталонной моделью при обработке заданной угловой скорости ω_{z3AD} свидетельствуют о работоспособности системы управления.

Выводы

Синтеза систем управления полетом основанный на методе аналитического конструирования в сочетании с процедурой расчета параметров закона управления с использованием прогнозирующих моделей позволяет выбирать вид закона управления и рассчитывать его параметры в реальном времени. Рассчитанные параметры передают всей замкнутой системе управления в целом свойства оптимальности и адаптивности в условиях предварительной неопределенности относительно возможных

возмущений каналов ТКС, вызванных непредвиденными изменениями метеоусловий.

Список использованной литературы

1. *Ильченко М. Е., Кравчук С. А.* Телекоммуникационные системы на основе высотных аэроплатформ. – Киев: Наукова думка, 2008. – 579 с.
2. *Ричард К Дорф, Роберт Х. Бишоп* Современные системы управления. – М.: Лаборатория базовых знаний, 2004. – 831 с.
3. *Лебедев А. А., Карабанов В. А.* Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1965. – 463 с.
4. *Соколов Н. И., Рутковский В. Ю., Судзиловский Н. Б.* Адаптивные системы автоматического управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1988. – 207 с.
5. *Буков В. Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. – М.: Наука, 1987. – 230 с.
6. *Афанасьев В. Н., Колмановский В. Б., Носов В. Р.* Математическая теория конструирования систем управления. – М.: Высшая школа, 1989. – 447 с.

УДК 681.052.06

АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ БПЛА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

Приходько С.М.

Национальный технический университет Украины „Киевский
политехнический институт”, г. Киев, Украина

Анотация. Основной целью доклада есть рассмотрение современных видов посадки БПЛА. Исследованы следующие виды посадок: посадка по-самолетному и парашютная посадка БПЛА. Более детально изучена посадка по-самолетному. Для этого разработана адаптивная система управления БПЛА, получена математическая модель системы и рассчитаны значения аэродинамических коэффициентов. Также синтезированы алгоритмы управления боковым движением БПЛА и проведено их моделирование, которое показало их приемлемые характеристики.

ADAPTIVE ALGORITHM CONTROL LATERAL MOTION OF PILOTLESS AIRCRAFT AT STOPPING ON LANDING

S.N. Prykhodko

National Technical University of Ukraine “Kyiv Politechnical Institute”,
Kyiv, Ukraine

Abstract. The primary purpose of article is consideration of modern types of landing pilotless aircraft. The followings types of landings are investigational: landing of «as airplane» and «parachute» landing of pilotless aircraft. The landing of «as airplane» was studied more in detail. For this purpose had been developed an adaptive control system of pilotless aircraft. Also the mathematical model of the system was got and the values of aerodynamic coefficients are expected. The algorithms of lateral motion of pilotless aircraft control were also synthesized and was conducted their modeling, which was showing their possible characteristics.

Введение

Современное развитие авиации характеризуется значительным увеличением воздушного сообщения, что в свое время приводит к резкому увеличению интенсивности полетов. Следовательно, необходимо значительно повысить точность и устойчивость управления и стабилизации на траектории.

Основная цель автоматического управления любым объектом или процессом состоит в том, чтобы непрерывно поддерживать с заданной точностью требуемую функциональную зависимость между управляемыми переменными, характеризующими состояние объекта и управляющими воздействиями в условиях взаимодействия объекта с внешней средой, т.е. при наличии как внутренних, так и внешних возмущающих воздействий.

Содержание работы

В период развития летательных аппаратов при решении многих задач управления приходится использовать сложные математические модели управляемых объектов. Это связано как с развитием конструкции и летно-технических данных самолетов, таких как широкие диапазоны изменения скорости и высоты полета, возрастающее значение неустановившихся режимов полета, большие удельные и абсолютные нагрузки, большая тяговооруженность, новые конструктивные схемы и органы управления, влияние упругих деформаций корпуса и влияние жидкого топлива и др. , так и с расширением задач управления (например, автоматическое управление на всех режимах полета, обеспечение безопасности средствами автоматики).

Система автоматического управления содержит внутренний контур и внешний контур управления.

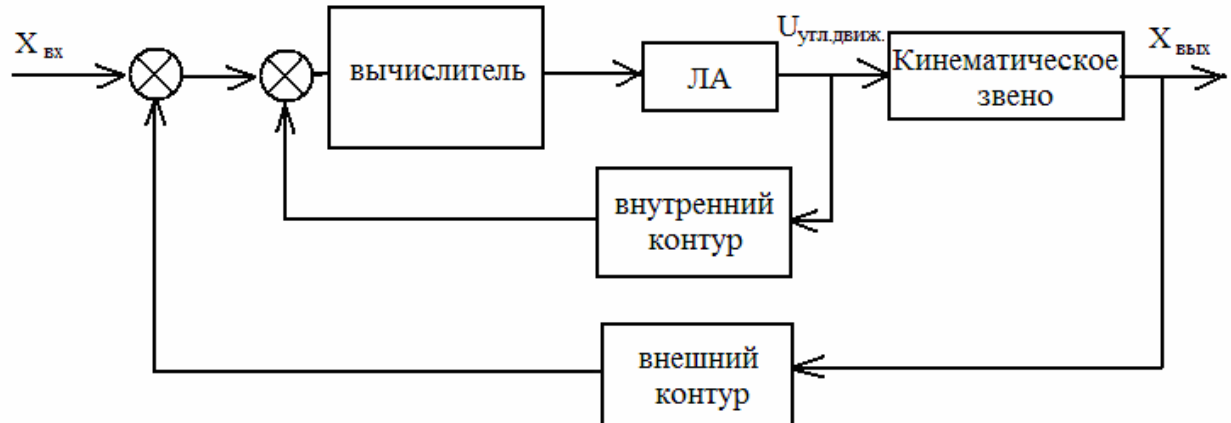


Рис.1. Схема управления параметрами полета.

Внутренний контур обеспечивает оптимальные характеристики устойчивости и управляемости и стабилизации угловых положений самолета.

Внешний контур обеспечивает траекторное управление полетом самолета.

Кинематическое звено отображает связь угловых параметров движения летательного аппарата с траекторными параметрами.

В общем случае алгоритмы управления и стабилизации имеют вид :

$$\delta_B = K_B^g (\vartheta - \vartheta_s) + K_B^{\omega_z} \omega_z$$

$$\delta_{\gamma} = K_{\gamma}^{\gamma} (\gamma - \gamma_3) + K_{\gamma}^{\omega_x} \omega_x$$

$$\delta_{\psi} = K_{\psi}^{\omega_y} \omega_y$$

где $\gamma_3 = K_{\gamma}^{\psi} (\psi - \psi_3)$

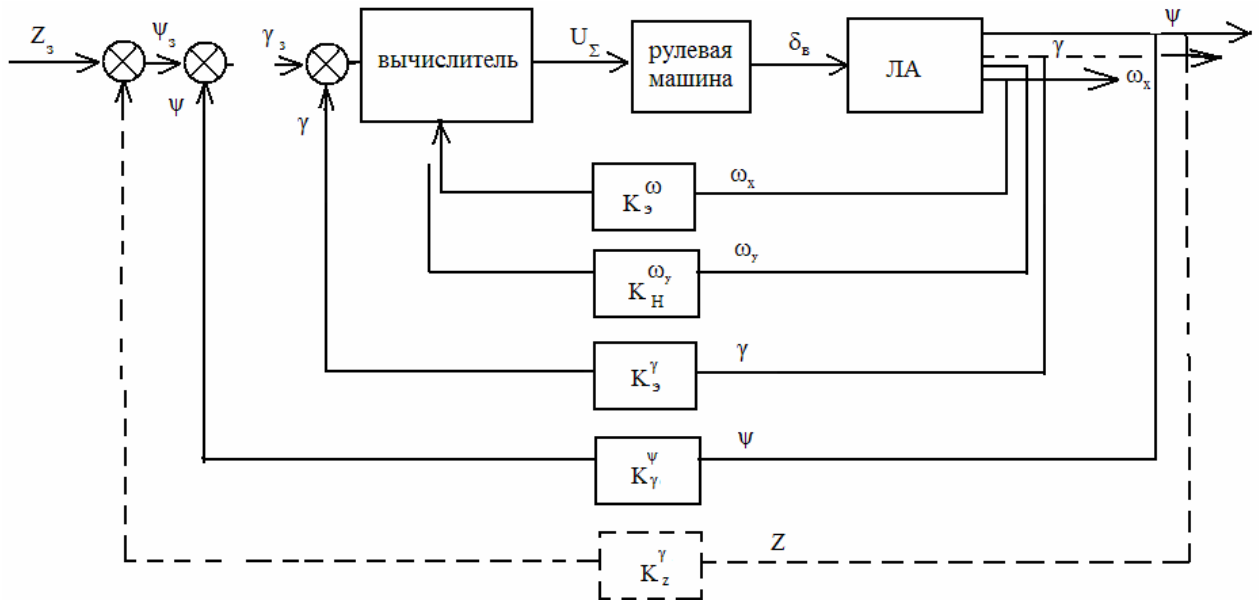


Рис.2. Структурная схема алгоритма управления бокового канала

В настоящее время можно выделить несколько проблем, касающихся алгоритмов управления и стабилизации.

- 1) Обеспечение необходимой устойчивости во всем диапазоне полета;
- 2) Обеспечение требуемой точности стабилизации и управления;

По способу задания траектории движения самолета при посадке различают системы посадки с заданием траектории снижения с помощью радиомаяков и системы посадки с заданием траектории снижения с помощью радиолокационных средств, причем радиолокационные средства обычно используются как дополнительные. Эти два класса систем посадки получили наибольшее развитие.

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) стандартизовала и классифицировала радиомаячные системы посадки по их эксплуатационным характеристикам. В основу этой классификации положена возможность обеспечения захода на посадку или посадки самолетов при определенных метеорологических условиях. Различают системы посадки I, II и III категорий (рис. 3).

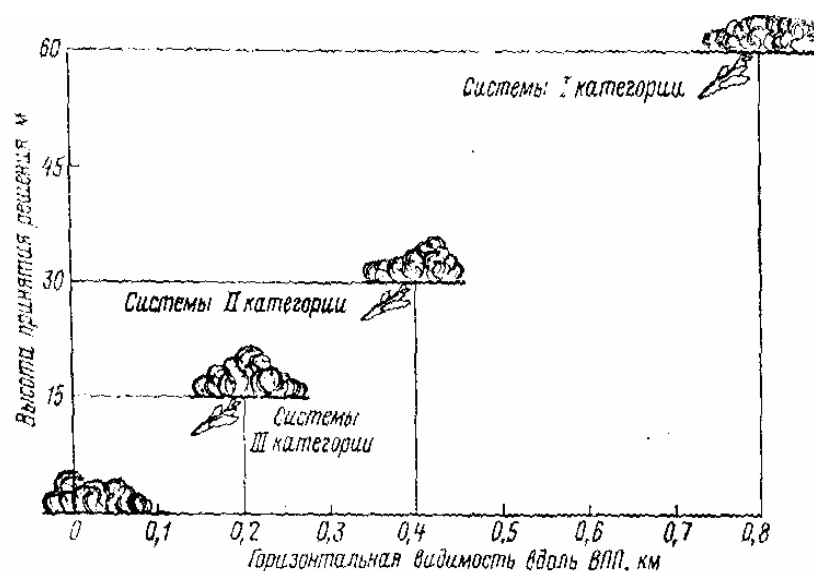


Рис. 3 Классификация радиомаячных систем посадки по метеорологическим минимумам.

В каждый данный момент самолет находится в определенной точке пространства, называемой пространственным местом самолета (ПМС). Проекция ПМС на поверхность Земли называется местом самолета (МС). Совокупность последовательных ПМС составляет траекторию полета, а проекция траектории на поверхность Земли дает линию пути.

Для предотвращения возможных конфликтных ситуаций вокруг каждого самолета в воздухе должно быть некоторое защитное пространство (рис. 4), в пределах которого нахождение другого самолета не допускается. Размеры этого пространства определяются наличием и степенью совершенства наземных и бортовых средств контроля определения местоположения самолета в пространстве, а также и другими факторами.

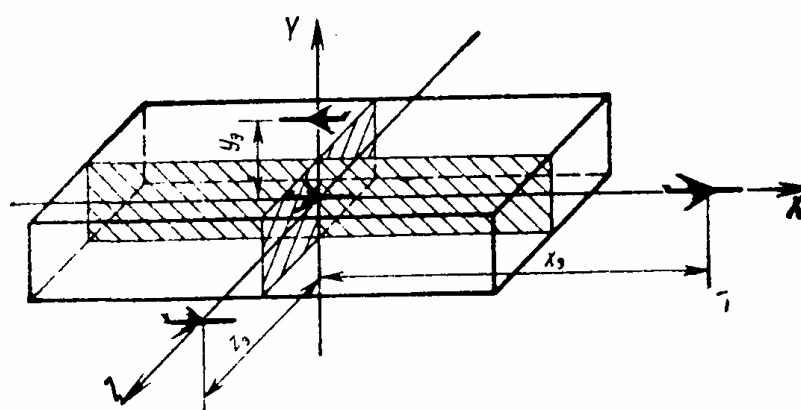


Рис. 4. Защитное пространство самолета.

Воздушное пространство в районе аэродрома поделено на зоны, где выполняются соответствующие этапы полета. Геометрические размеры и привязка зон, примыкающих к ВПП, в том числе и зоны ухода на второй круг, если по каким-либо причинам не гарантируется успешная посадка самолета, регламентированы ICAO (рис. 5).

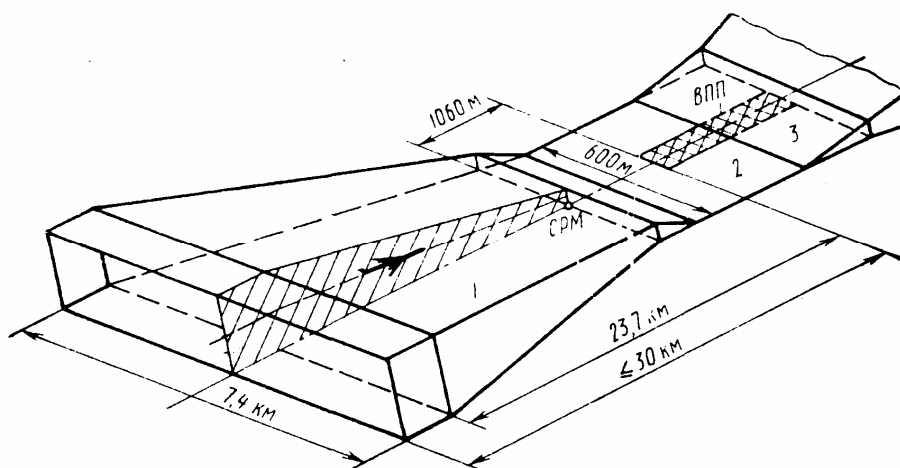


Рис. 5. Зоны предпосадочного маневрирования и ухода на второй круг:
1 – зона конечного участка захода на посадку; 2 – зона начального участка ухода на второй круг; 3 – зона конечного участка ухода на второй круг.

Представим систему из семи дифференциальных уравнений, описывающих угловые движения в боковом канале ЛА в матричном виде. В общем виде она выглядит так:

$$\dot{X} = A \cdot X + B \cdot U. \quad (1)$$

Уравнение (1) называется уравнением состояния системы.

$$x_1 = \omega_x$$

$$x_2 = \omega_y$$

$$x_3 = \beta$$

$$x_4 = \gamma$$

$$x_5 = \psi$$

$$x_6 = z$$

$$x_7 = \Psi_a$$

где

$$A = \begin{bmatrix} -1.76 & -1.19 & -7.8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0318 & -0.424 & -3.23 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -0.154 & 0.0706 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -85 \\ 0 & 0 & 0.154 & -0.0706 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ и } B = \begin{bmatrix} -5 & -2.1 \\ 0.15 & -1.05 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

В соответствии с этой трактовкой синтезируем алгоритм управления внутреннего контура вида:

$$\delta_y = K_y^\gamma (\gamma - \gamma_s) + K_y^{\omega_x} \omega_x,$$

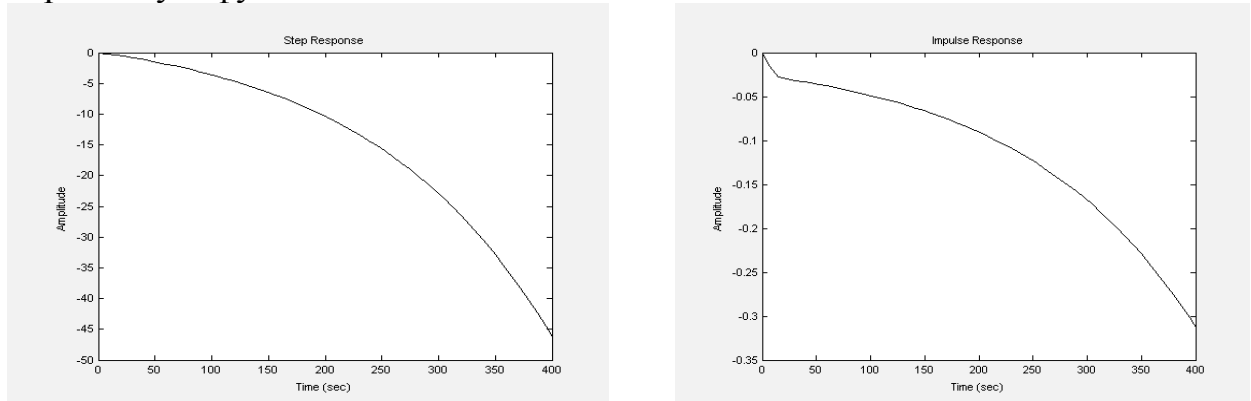
где

$$\gamma_3 = K_z^\gamma (z - z_3) \text{ и } z_3 = 0.$$

Результаты синтеза представлены на графиках полученных с помощью программы Matlab.

Рассмотрен внутренний контур.

При $\delta_3 = -5$ и $\delta_3 = 0.15$ построим переходную функцию, импульсную переходную функцию и ЛАЧХ и ЛФЧХ:



bode (W)

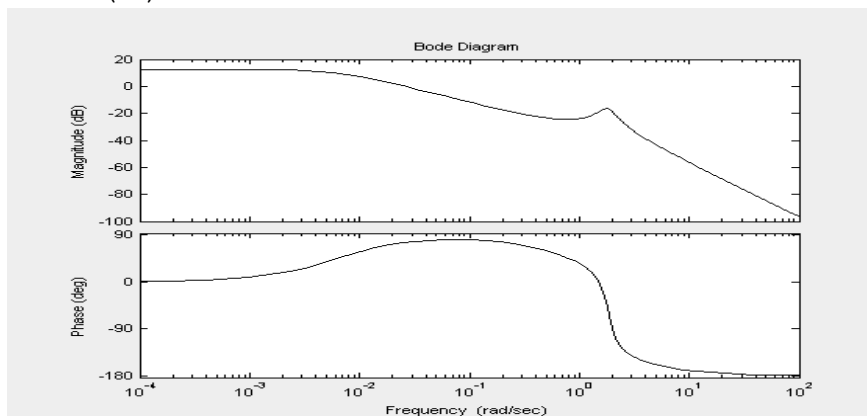


Рис. 6. Переходные характеристики, полученные при моделировании внутреннего контура в пакете Matlab

Выводы:

При рассмотрении способов захода на посадку в боковой плоскости БПЛА по-самолетному основное условие оптимизации внутреннего контура. Следовательно, осуществляется управление траекторией полета за счет воздействия на элероны и изменения угла крена, что отражает современное состояние управления боковым движением БПЛА.

Проведенное моделирование с использованием технологий пакета Matlab показывает при этом приемлемые результаты в отношении переходных характеристик.

Литература

1. *Красовский А.А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. Наука. Москва, 1973.
2. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета, устойчивость и управляемость летательных аппаратов. Машиностроение, 1965.
3. *Красовский А.А., Летов А.М.* К теории аналитического конструирования регуляторов. Автоматика и телемеханика, №6, 1962.
4. *Красовский А.А.* Аналитическое конструирование контуров систем автоматического регулирования по критерию обобщенной работы. Известия АН СССР «Техническая кибернетика», №3, 1970.

ЗАСТОСУВАННЯ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ В ЗАДАЧІ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВИСОТИ ПОЛЬОТА ЛІТАКА В РЕЖИМІ ОБГИНАННЯ РЕЛЬЄФУ МІСЦЕВОСТІ.

Антіпов М.В. НТУУ «КПІ»

1. Вступ

Використання нечіткої логіки[1] є перспективним напрямком проектування регуляторів для складних нелінійних систем, для яких відомі загальні властивості та типові реакції на сигнали управління, але точну математичну модель побудувати досить складно. Нечітка логіка дозволяє формалізувати знання про об'єкт і створити на їх основі регулятор для управління об'єктом.

2. Моделювання динаміки літака

Для моделювання роботи регулятора використовується середовище Matlab в якому створено нелінійну математичну модель літака та регулятор на основі нечіткої логіки. Моделювання динаміки літака виконується за допомогою блоку бібліотеки *Simulink – 3DoF (Body Axes)*, який моделює динаміку твердого тіла з трьома степенями свободи (1). На вхід блоку подаються розраховані для даної моделі значення сил та моментів (2), що діють на літак. Розрахунок виконується в блоці *Forces & Moments* за формулами:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{F_x}{m} - q\omega - g \sin \theta \\ \dot{\omega} &= \frac{F_z}{m} + q u + g \cos \theta \\ \dot{q} &= \frac{M}{I_{yy}} \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned} \tag{1}$$

(2)

$$\begin{aligned}\sum F_x &= F_{x\text{ wing}} + F_{x\text{ fin}}; \\ \sum F_z &= F_{y\text{ wing}} + F_{y\text{ fin}}; \\ M &= -F_{y\text{ fin}} \cdot l_{\text{fin}} - \omega_y \cdot k_D \cdot S' \cdot b \cdot \frac{\rho V^2}{2}, \\ F_{x\text{ wing}} &= \frac{\rho V^2}{2} (-C_x(\alpha) S \cos \alpha + C_y(\alpha) S \sin \alpha); \\ F_{y\text{ wing}} &= \frac{\rho V^2}{2} (-C_x(\alpha) S \sin \alpha - C_y(\alpha) S \cos \alpha); \\ F_{x\text{ fin}} &= \frac{\rho V^2}{2} (-C'_x(\alpha + \alpha_{\text{fin}}) S' \cos \alpha + C'_y(\alpha + \alpha_{\text{fin}}) S' \sin \alpha); \\ F_{y\text{ fin}} &= \frac{\rho V^2}{2} (-C'_x(\alpha + \alpha_{\text{fin}}) S' \sin \alpha - C'_y(\alpha + \alpha_{\text{fin}}) S' \cos \alpha); \\ C_x(\alpha) &= C_{x0} + C_{x1} \cos(2\alpha) + C_{x2} \cos(4\alpha); \\ C_y(\alpha) &= C_{y0} + C_{y1} \sin(2\alpha) + C_{y2} \sin(4\alpha);\end{aligned}$$

де α_{fin} - кут відхилення стабілізатора; α - кут атаки літака; C_{xi} C_{yi} - коефіцієнти які визначаються геометрією крила; C_x , C'_x , C_y , C'_y - коефіцієнти аеродинамічних сил; $\sum F_x$, $\sum F_y$ - сума сил, що діють на літак відносно осей X та Y зв'язаної системи координат відповідно.

Загальний вигляд моделі в середовищі Matlab має вигляд:

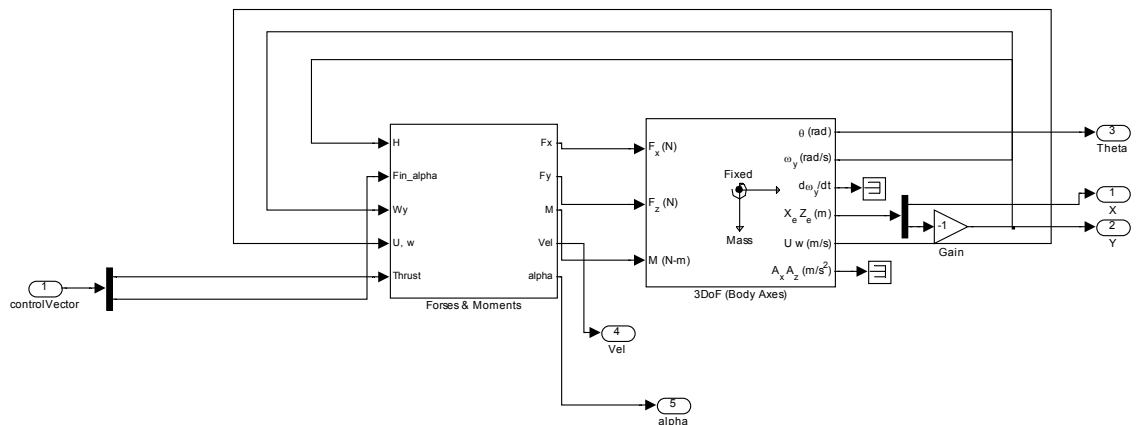


Рис. 1. Загальний вигляд моделі літака в середовищі Matlab

3. Синтез регулятора на основі нечіткої логіки

Загальний вигляд процесу керування об'єктом за допомогою регулятора на основі нечіткої логіки має наступний вигляд:

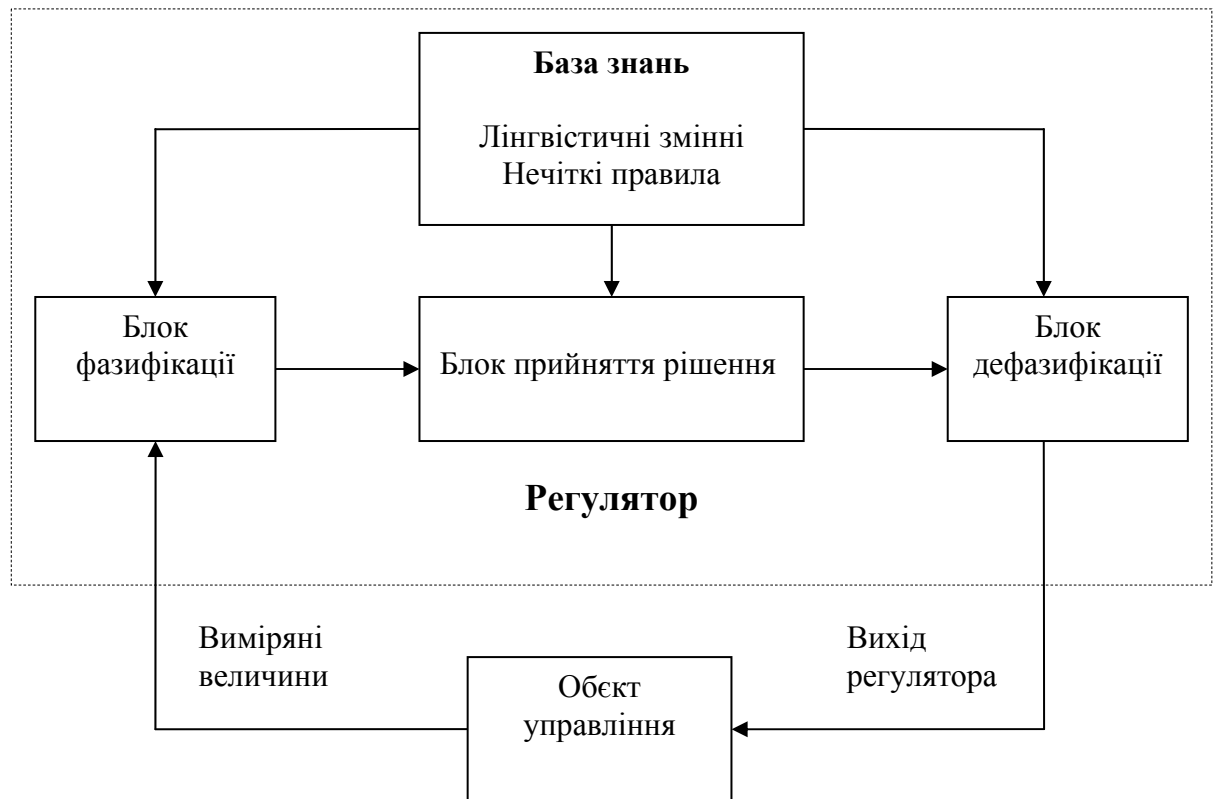


Рис. 2. Загальна схема процесу керування об'єктом.

Розглянемо детально алгоритм роботи регулятора. Виміряні величини подаються на вхід регулятора і проходять процес фазифікації(приведення до нечіткості) – тобто їм співставляється деяке значення з області визначення нечіткої змінної. Далі на основі значення цієї змінної та нечітких правил формується нечіткий висновок – деяке значення вихідної нечіткої змінної, яке проходить процес дефазифікації(приведення до чіткості) і подається на вхід об'єкта керування. В якості вхідних нечітких змінних виступають висота, кут нахилу траєкторії та швидкість його зміни. В якості вихідної нечіткої змінної виступає відхилення руля висоти.

Для реалізації регулятора був використаний блок Fuzzy Logic Controller[2,3] з пакету Matlab. В регуляторі використовуються три вхідні

лінгвістичні змінні – кут тангажа (θ), похідна від кута тангажа ($d\theta$), помилка висоти польоту (H). Кожна з цих змінних має по три функції приналежності, котрі мають наступний вигляд:

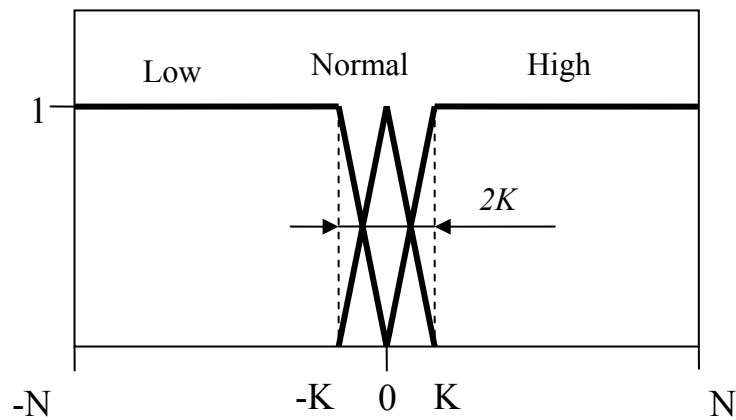


Рис. 3. Функції приналежності лінгвістичної

Так логічна змінна, що відповідає куту тангажа має наступні три функції приналежності: кут від'ємний (θ_{Neg}), приблизно рівен нулю (θ_{Zero}), додатній (θ_{Pos}). Похідній від кута тангажа відповідають такі функції приналежності: похідна від'ємна ($d\theta_{Neg}$), близька нулю ($d\theta_{Zero}$), додатна ($d\theta_{Pos}$). Для помилки висоти польоту маємо такі функції приналежності: висота замала (H_{Low}), висота відповідає заданій (H_{Normal}), висота зavelика (H_{High}). Для кожної з цих змінних обираються свої значення розміру ділянки K та межі зміни – N , які можуть бути встановлені з логічних міркувань або на основі експериментальних даних. Ширина ділянки K вибирається наступним чином: для кута тангажа вона рівна $\pm 0.03 \text{ rad}$, для похідної від цього кута – $\pm 0.01 \frac{\text{rad}}{\text{с}}$, для помилки висоти польоту – $\pm 2.5 \text{ м}$.

Вихідною лінгвістичною змінною регулятора є відхилення руля висоти (α), яка має три функції приналежності (Рис. 4): відхилення руля висоти вниз (α_{Down}), нейтральне положення руля висоти ($\alpha_{Neutral}$), відхилення руля висоти вгору (α_{UP}).

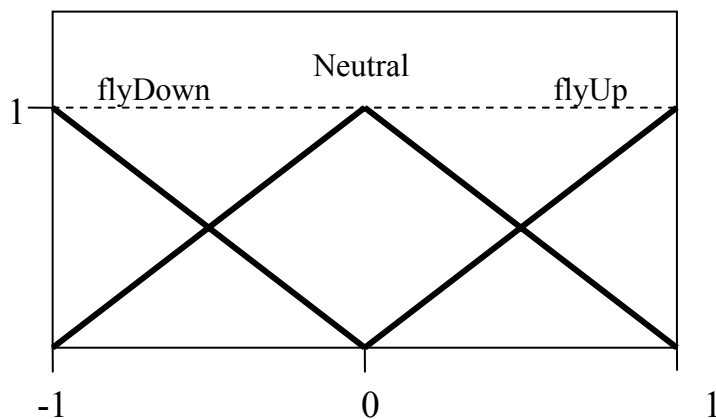


Рис. 4. Функції приналежності лінгвістичної змінної «відхилення руля висоти» (*finAlpha*)

Правила для системи нечіткого висновку наведені в Таблиці 1:

Таблиця 1. Набір правил для системи нечіткого висновку

№	Правило
1	If (Theta is thetaNeg) and (H is HLow) then (finAlpha is flyUp)
2	If (Theta is thetaZero) and (H is HLow) then (finAlpha is flyUp)
3	If (Theta is thetaPos) and (H is HLow) then (finAlpha is Neutral)
4	If (Theta is thetaNeg) and (H is HHigh) then (finAlpha is Neutral)
5	If (Theta is thetaZero) and (H is HHigh) then (finAlpha is flyDown)
6	If (Theta is thetaPos) and (H is HHigh) then (finAlpha is flyDown)
7	If (Theta is thetaNeg) and (dTheta is dThetaNeg) (H is HNormal) then (finAlpha is flyUp)
8	If (Theta is thetaNeg) and (dTheta is dThetaZero) (H is HNormal) then (finAlpha is flyUp)
9	If (Theta is thetaNeg) and (dTheta is dThetaPos) (H is HNormal) then (finAlpha is Neutral)
10	If (Theta is thetaZero) and (dTheta is dThetaNeg) (H is HNormal) then (finAlpha is flyUp)
11	If (Theta is thetaZero) and (dTheta is dThetaZero) (H is HNormal) then

	(finAlpha is Neutral)
12	If (Theta is thetaZero) and (dTheta is dThetaPos) (H is HNormal) then (finAlpha is flyDown)
13	If (Theta is thetaPos) and (dTheta is dThetaNeg) (H is HNormal) then (finAlpha is Neutral)
14	If (Theta is thetaPos) and (dTheta is dThetaZero) (H is HNormal) then (finAlpha is flyDown)
15	If (Theta is thetaPos) and (dTheta is dThetaPos) (H is HNormal) then (finAlpha is flyDown)

Правила для набору чи скидання висоти мають схожу структуру за винятком того, що при малій висоті ми піднімаємось, а при високій спускаймося. Тож пояснимо логіку роботи правил при набиранні висоти. Якщо висота замала і ніс літака опущений вниз чи знаходиться в горизонтальній площині, то необхідно піднятись вгору, збільшити кут атаки. Якщо висота замала, але ніс літака направлений вгору, то можна не відхиляти руль висоти, оскільки літак летить вгору. Якщо висота знаходиться в заданих межах, але ніс літака направлений вниз і похідна цього кута від’ємна або рівна нулю, то необхідно повернути літак, щоб кут тангажу став рівним нулю, тож знову відхиляємо руль висоти в на додатній кут. Якщо ж ніс літака опущений вниз, але похідна цього кута додатна – руль висоти залишаємо в нейтральному положенні. Аналогічно діємо у випадку коли ніс літака задраний вгору. Коли літак вийде на потрібну висоту та займе горизонтальне положення і при цьому похідна від кута тангажа буде рівною нулю – тоді руль висоти потрібно встановити в нейтральне положення.

4. Результати моделювання

Для моделювання процесу огинання ландшафту використовувався синусоїдальний сигнал, який моделював необхідну траєкторію для вирішення поставленої задачі. Випадкові зовнішні збурення моделювались

випадковим сигналом у вигляді сили з випадковим напрямком та величиною, що додавався до рівнянь аеродинамічних сил:

$$\begin{aligned}\sum F_X &= F_{X\text{wing}} + F_{X\text{fin}} + \varepsilon_X; \\ \sum F_Y &= F_{Y\text{wing}} + F_{Y\text{fin}} + \varepsilon_Y;\end{aligned}\quad (3)$$

Нижче наводяться графіки моделювання роботи системи:

— Сумарне значення сил
..... Збурення

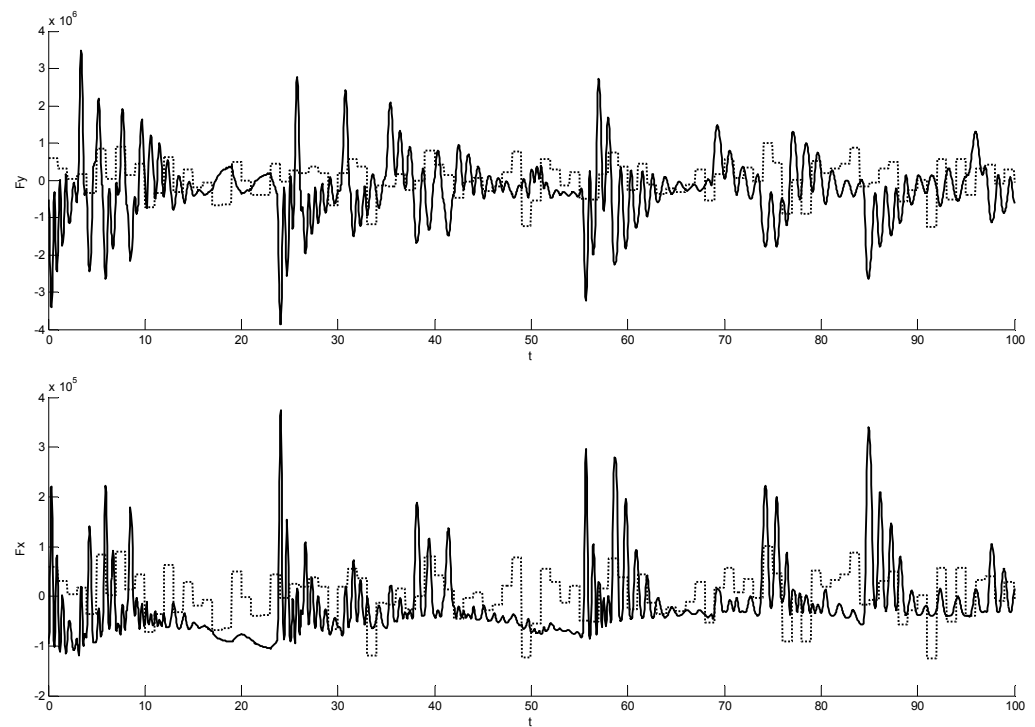


Рис. 5. Моделювання дії випадкового збурення на літак

— Задана висота польоту
..... Відпрацьована висота польоту

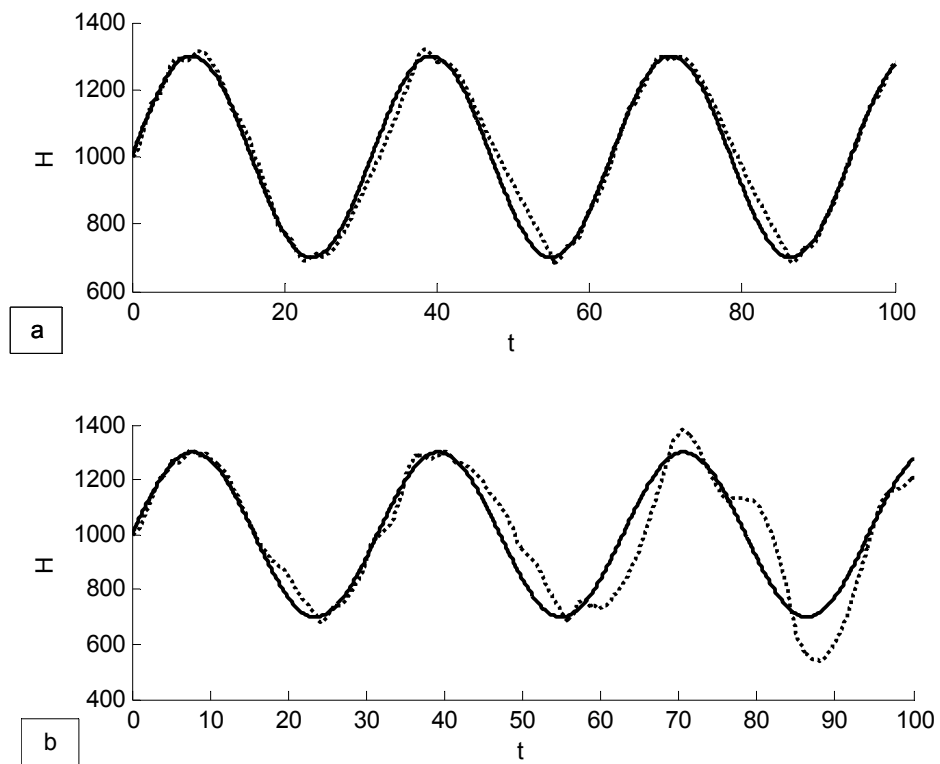


Рис. 6. Відпрацювання траєкторії літаком при відсутності збурення(а) та при дії випадкового збурення (b)

— Задана висота польоту
 Відпрацьована висота польоту

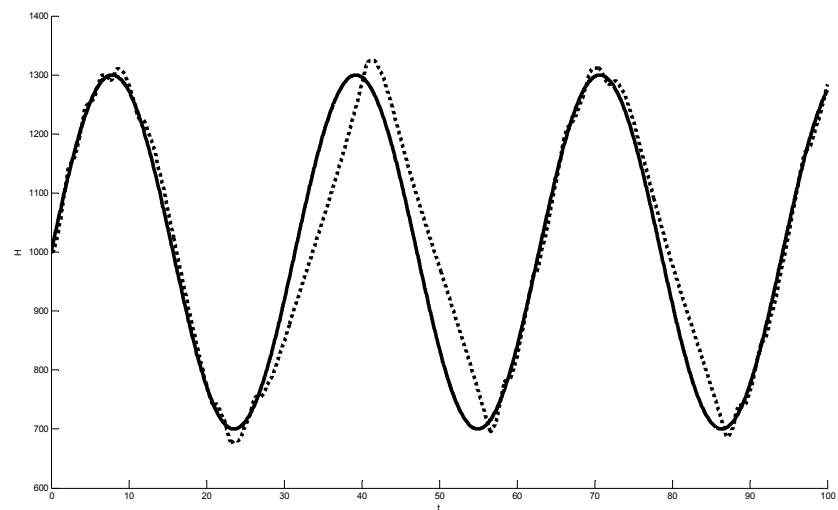


Рис. 7. Відпрацювання траєкторії літаком при зменшенні площі крила на 30%

— Задана висота польоту
 Відпрацьована висота польоту

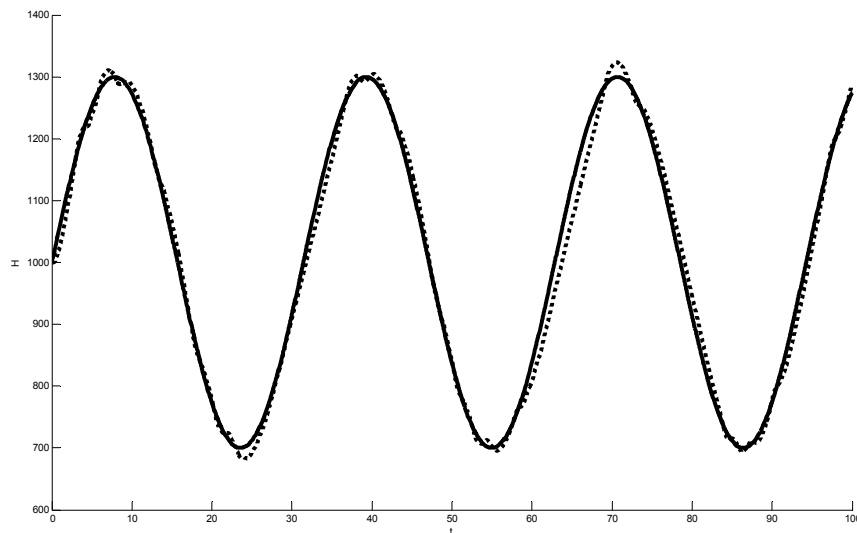


Рис. 86. Відпрацювання траєкторії літаком при зменшенні маси на 30%

5. Висновки

Процес розробки регулятора на основі нечіткої логіки досить простий і не потребує математичної моделі об'єкту управління – достатньо загальних знань про об'єкт та експериментальних даних, середовище Matlab має достатній набір інструментів для реалізації такого регулятора, що значно спрощує процес проектування. За рахунок того, що робота системи керування на основі нечіткої логіки регулятора використовує базові принципи керування певним класом об'єктом, отриманий регулятор стійкий до зміни параметрів та дії зовнішніх збурень моделі в широких межах.

Список літературних джерел:

- [1.] *Заде Л.* Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. – М.: Мир, 1976.
- [2.] *Круглов В.В., Дли М.И.* Интеллектуальные информационные системы: компьютерная поддержка систем нечеткой логики и нечеткого вывода. – М.: Физматлит, 2002.
- [3.] *Леоненков А.В.* Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. – СПб., 2003.

ІНВАРІАНТНІСТЬ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ПО ВІДНОШЕННЮ ДО ЗОВНІШНІХ ЗБУРЕНЬ (ТУРБУЛЕНТНОСТІ)

О. В. Шовкопляс

Національний Технічний Університет України
“Київський Політехнічний Інститут”,
м. Київ, Україна.
silkplus@ukr.net

INVARIANCE OF AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM UNDER EXTERNAL DISTURBANCES SUCH AS TURBULENCE

O. V. Shovkoplias

National Technical University of Ukraine “Kiev polytechnic institute”, Kiev,
Ukraine.

Вступ

Для більшості сучасних літальних апаратів характерним є широке застосування систем автоматичного керування практично на всіх режимах та етапах польоту. Без таких систем неможливо ефективного використання авіаційної техніки навіть при вирішуванні найпростіших задач. Вітер є одним з основних збурюючих факторів для систем автоматичного керування літаком. Політ в турбулентній атмосфері пов'язаний з виникненням перенавантажень, лінійних коливань центра мас літака та кутових коливань навколо центру мас (“бовтанка”) [1]. При високій інтенсивності турбулентності перенавантаження можуть приймати таких суттєвих значень, що літак втрачає керованість, а у деяких випадках руйнується.

Постановка задачі

Основною метою дослідження є визначення необхідної структури системи керування та визначення таких її параметрів, при яких вплив зовнішніх збурень в мінімальній степені відбивався б на відхиленнях регульованих параметрів від раніше заданих значень [2]. Комфортабельність польоту в турбулентній атмосфері для пасажирів, зазвичай стохастична модель зазначеного збурення та турбулентність як основний фактор, що визначає ресурс конструкції літака обумовлюють практичну значимість поставленого питання.

Метод розв'язання

При дослідженні автоматично керованого польоту літака у вигляді деякого коливального процесу навколо заданого основного (горизонтальний політ судна на вказаній висоті) режиму руху, методом забезпечення умови інваріантності системи є розв'язка керування, що полягає у створенні поруч з існуючим штатним законом автоматичного керування каналу руля висоти додаткового закону каналу інтерцепторів (спойлерів) [3]. Даний метод передбачає відповідальність руля висоти за стабілізацію висоти, а органи безпосереднього керування підйомною силою за гасіння післядії від взаємодії літального апарату та турбулентної атмосфери.

Аналіз та розробка законів автоматичного керування в каналі руля висоти. У відповідності з постановкою задачі проаналізуємо закон керування в контурі тангажу та можливість його використання на етапі стабілізації висоти при польоті у неспокійній атмосфері. Керування повздовжнім рухом та стабілізація кутового положення здійснюється контуром тангажу автопілоту (автопілот тангажу) через канал руля висоти.

Необхідно зазначити, що для підвищення точності стабілізації висоти при потраплянні літака у вертикальні потоки повітря або в умовах турбулентності доцільно керування будувати на основі перенавантажених автопілотів, а замість сигналу по куту тангажу, що забезпечує стійкість контуру керування висотою, вводити сигнал вертикальної швидкості. Даний сигнал можна отримати шляхом диференціювання вимірювання коректора висоти. На відміну від сигналу по тангажу, сигнал вертикальної швидкості в усталеному режимі рівний нулю, рівне нулю і надлишкове перенавантаження.

Таким чином, можливі три варіанти представлення законів автоматичного керування висотою польоту в умовах неспокійної атмосфери. Виконаємо їх порівняльну оцінку.

$$\frac{T_i p}{T_i p + p} \delta_B = K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta + \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} K_{\vartheta} \vartheta + K_H (H - H_3), \quad (1)$$

$$\frac{T_i p}{T_i p + p} \delta_B = K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta + K_{n_y} n_y + \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} K_{\vartheta} \vartheta + K_H (H - H_3), \quad (2)$$

$$\frac{T_i p}{T_i p + p} \delta_B = K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta + K_{n_y} n_y + K_{\dot{H}} p H + K_H (H - H_3), \quad (3)$$

де T_i - постійна часу "ізодрому", T_{ϑ} - постійна часу реально-диференційної ланки; K_{ϑ} , K_H , $K_{\dot{\vartheta}}$, $K_{\dot{H}}$, K_{n_y} - передаточні числа по відповідним параметрам руху літака.

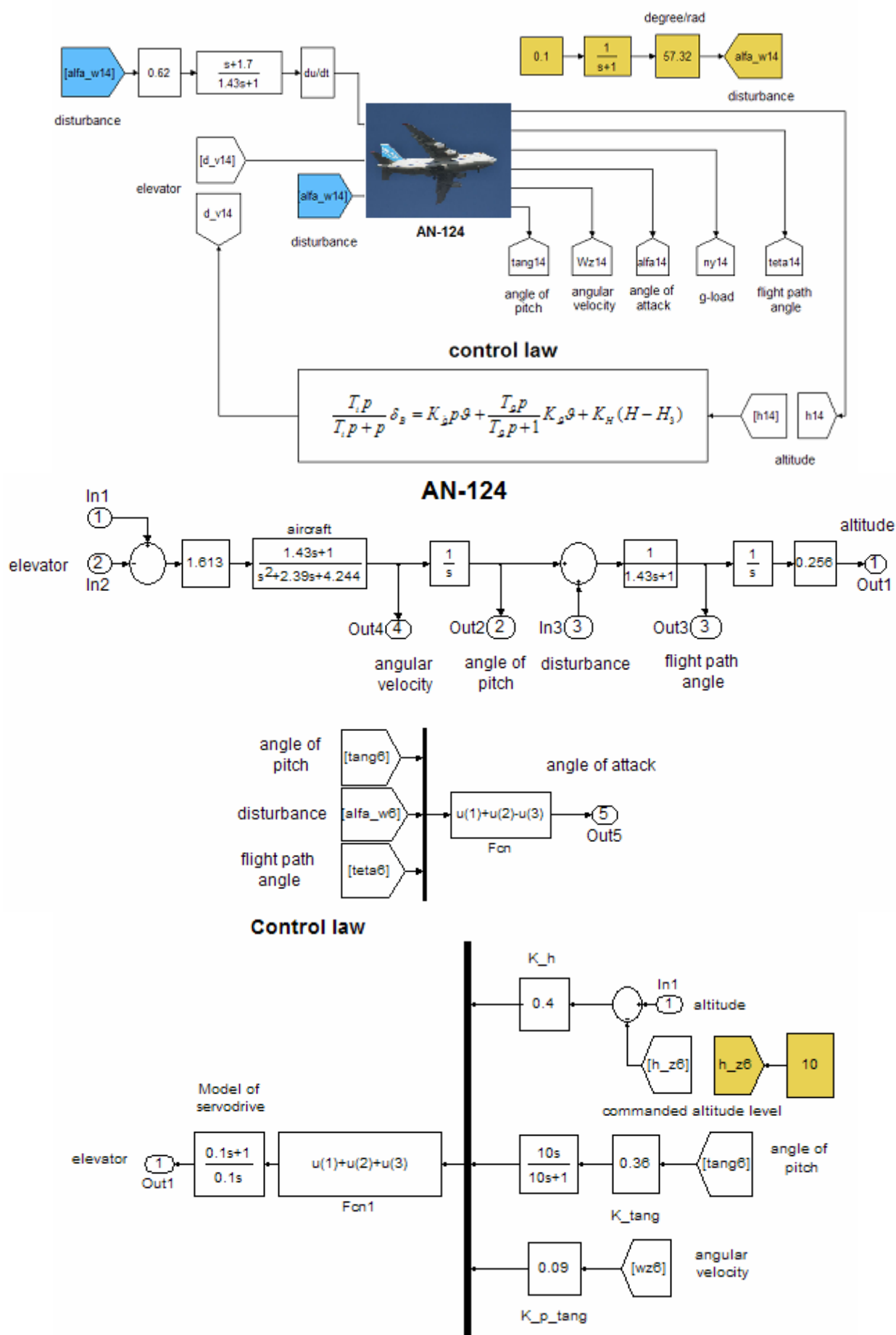


Рис. 1. Структурна схема контуру висоти з урахуванням закону (1)

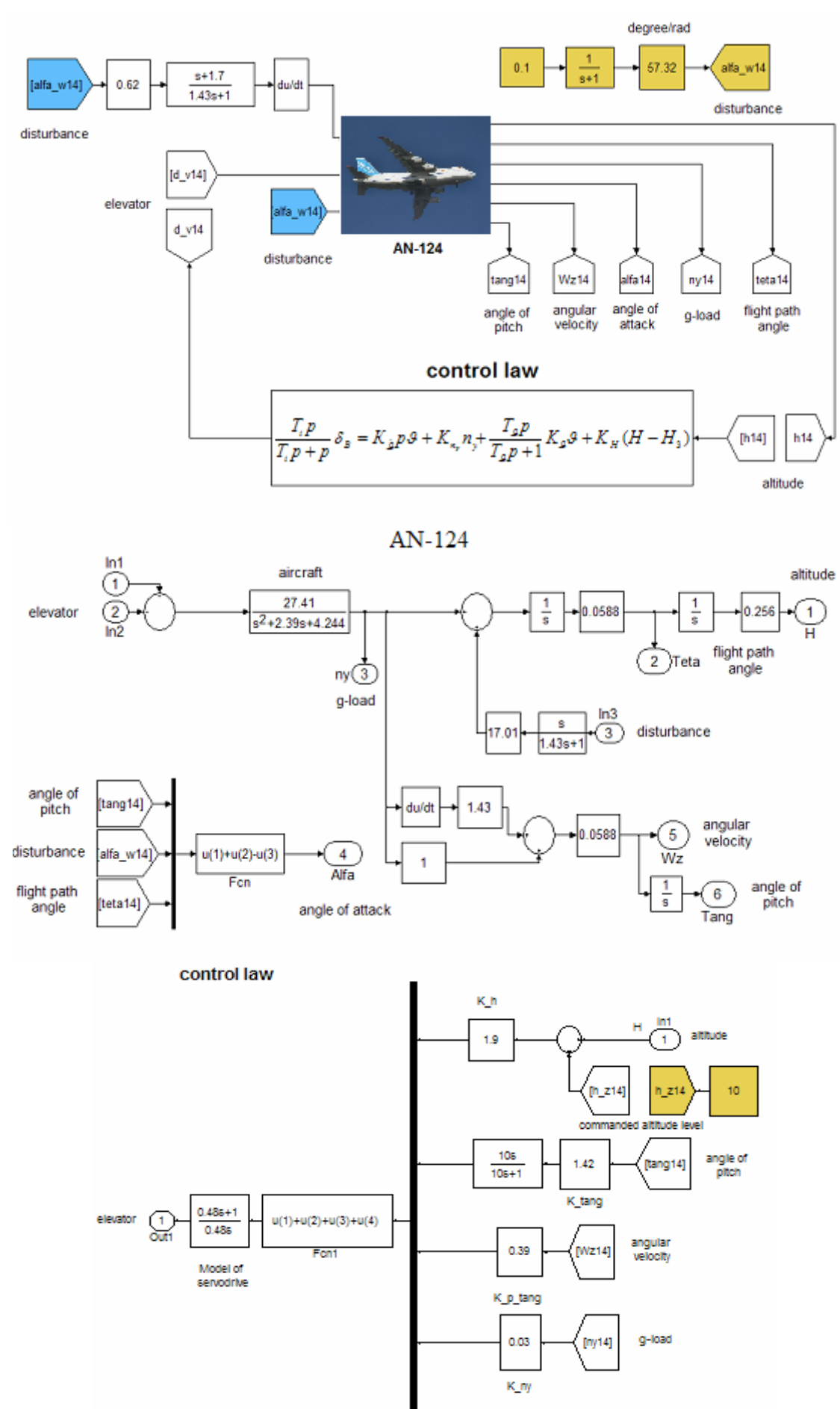


Рис. 2. Структурна схема контуру висоти з урахуванням закону (2)

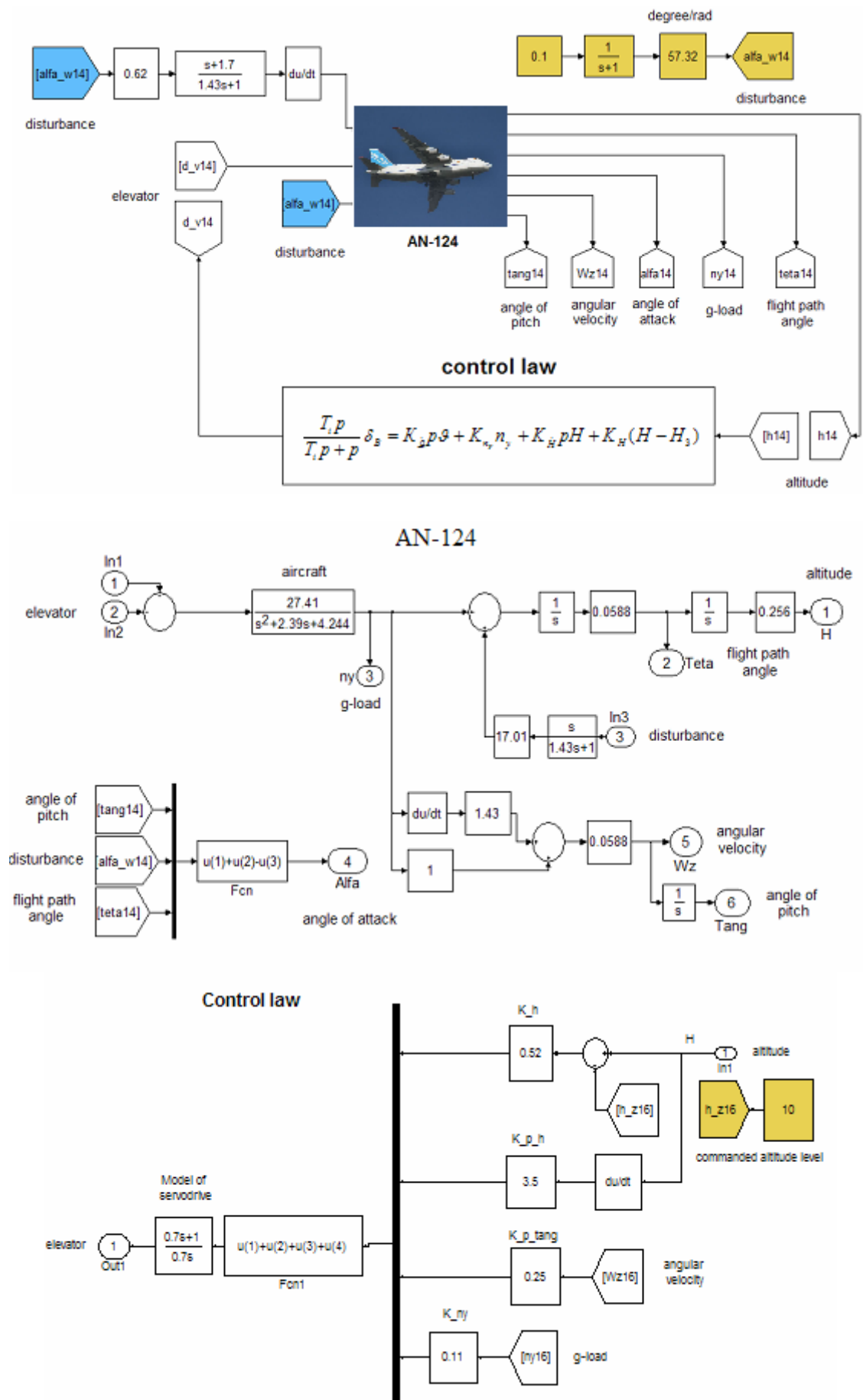


Рис. 3. Структурна схема контуру висоти з урахуванням закону (3)

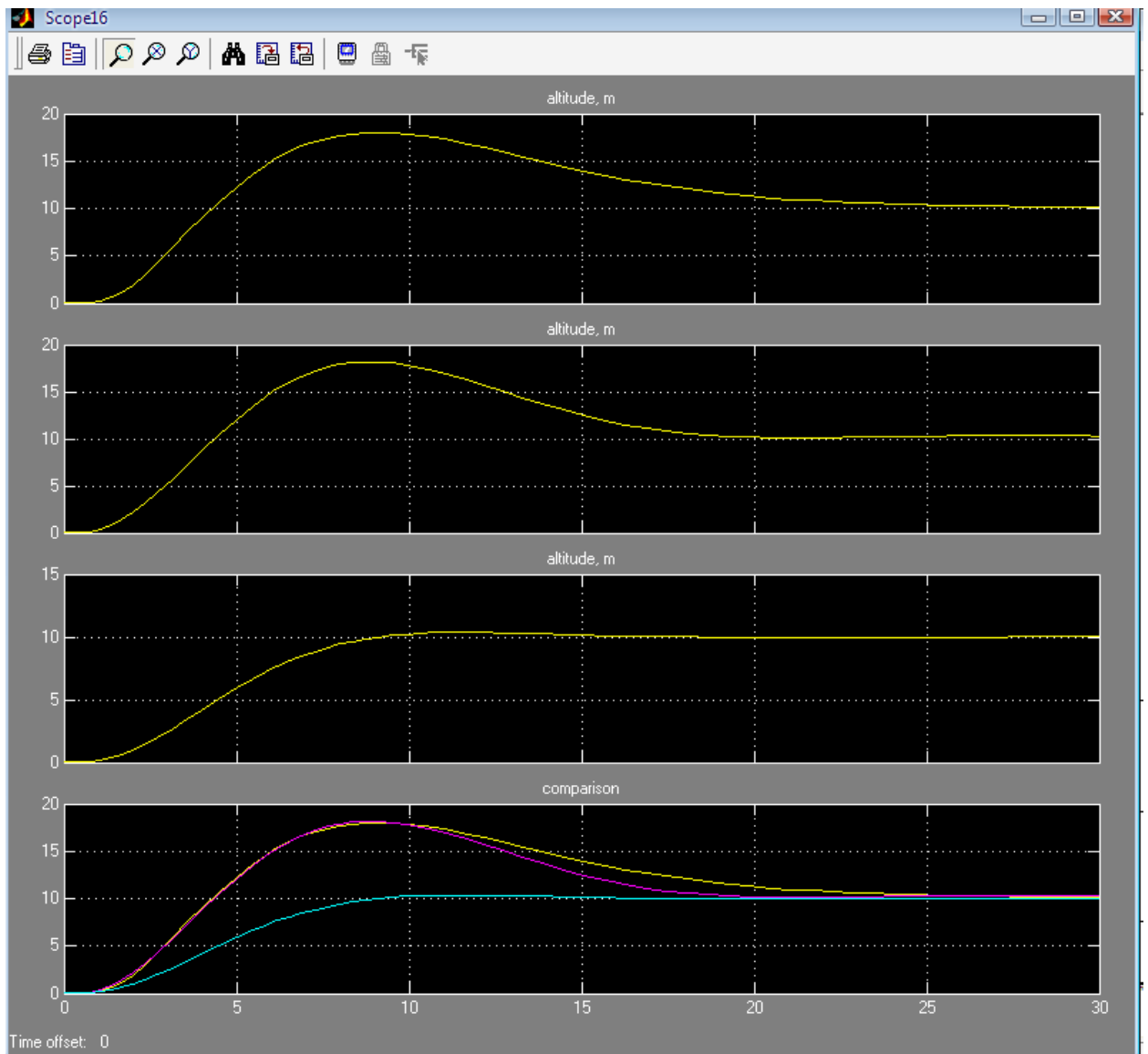


Рис. 4. Результати моделювання.

Аналіз закону автоматичного керування в каналі органів безпосереднього керування підйомною силою. В задачі стабілізації висоти літака при польоті в неспокійній атмосфері спойлери використовуються для компенсації перенавантажень, що виникають. При введенні інтерцепторів, як додаткового керуючого органу, можливо вирішити одночасно дві задачі: досягти інваріантності параметрів, що регулюються відносно турбулентності та автономності цих же параметрів, не порушуючи умов стійкості [4].

Закон керування в каналі спойлерів має наступний вигляд:

$$\delta_{сп} = \frac{T_{ny} p}{T_{ny} p + 1} n_Y,$$

де T_{ny} - постійна часу виконуючого механізму.

Висновки

Результати дослідження за допомогою системи математичного моделювання Simulink, пакету MatLab, засвідчили, що доцільним є побудова контуру стабілізації висоти на основі автомату перенавантаження, а замість сигналу по куту тангажу вводити сигнал похідної висоти. Результати численного моделювання відобразили явну перевагу такого закону керування: мінімальний час перехідного процесу та мінімальне значення перерегулювання. Для забезпечення точної стабілізації висоти польоту літака в умовах турбулентності та зниження надлишкового перенавантаження рекомендується спільна робота каналів руля висоти та інтерцепторів.

Бібліографічний список

- [1] *Доброленский Ю. П.* Динамика полета в неспокойной атмосфере. – М.: Машиностроение, 1969 – 256 с.
- [2] *Попович М. Г., Ковальчук О. В.* Теорія автоматичного керування: Підручник. – 2-ге вид., перероб. і доп. – К.: Либідь, 2007. – С. 656 с.
- [3] *Асланян А. Э.* Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. – Киев.: КВВАИУ, 1984. – 435 с.
- [4] *Кухтенко А. И.* Проблема инвариантности в автоматике. – Киев.: ГОСИЗДАТ УССР, 1963 – 376 с.

ВОЗМОЖНОСТИ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ БИНС .

В.П.Давыдов

Казенное предприятие «ЦКБ «Арсенал»
Киев

Рассмотрим бесплатформенную инерциальную систему навигации (БИНС), построенную следующим образом. На борту движущегося объекта установлены три акселерометра и три датчика угловой скорости. Направления осей чувствительности приборов совпадают с направлениями осей x , y и z правой ортогональной системы координат $oxyz$, жестко связанной с объектом. Начало системы $oxyz$ находится в центре масс объекта. Расстояние от центра масс до измерительных элементов считается пренебрежимо малым.

Положение жестко связанного с объектом трехгранника $oxyz$ в некоторой инерциальной ортогональной системе координат $OXYZ$ определяется с помощью бортовой ЦВМ, как решение следующей системы дифференциальных уравнений

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = g(r) + L \cdot a \quad (1)$$

$$\frac{dL}{dt} = L \cdot \Omega, \quad (2)$$

где:

a - матрица - столбец негравитационного ускорения центра масс объекта в проекциях на связанные оси;

g - матрица - столбец гравитационного ускорения в проекциях на инерциальные оси;

r – матрица – столбец координат точки o в инерциальной системе координат;

L - матрица косинусов углов между осями связанного и инерциального трехгранников;

Ω - матрица, соответствующая вектору угловой скорости объекта в проекциях на связанные оси.

$$L = \begin{pmatrix} l_{xx} & l_{yx} & l_{zx} \\ l_{xy} & l_{yy} & l_{zy} \\ l_{xz} & l_{yz} & l_{zz} \end{pmatrix} \quad \Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} \quad (3)$$

Пусть a^* и ω^* - матрицы-столбцы измеренных значений векторов a и ω . При использовании показаний датчиков вместо истинных значений, уравнения (1), (2) принимают вид:

$$\frac{d^2 r^*}{dt^2} = g(r^*) + L^* \cdot a^* \quad (4)$$

$$\frac{dL^*}{dt} = L^* \cdot \Omega^* \quad (5)$$

Решение системы (4), (5) определяет положение некоторого ортогонального трехгранника $o_1x_1y_1z_1$, не совпадающего со связанным трехгранником $oxyz$ из-за наличия погрешностей в показаниях приборов $\Delta a = a^* - a, \Delta \omega = \omega^* - \omega$. Разность между решениями систем уравнений (1), и (5) определяет погрешности системы навигации, вызванные неточным измерением проекций на связанные оси негравитационного ускорения и угловой скорости объекта.

Введем в рассмотрение матрицу ΔL косинусов углов между осями трехгранников $o_1x_1y_1z_1$ и $oxyz$ и матрицу-столбец Δr линейных погрешностей системы

$$L^* = \Delta L \cdot L, \Delta r = r^* - r \quad (6)$$

Вычтя из уравнения (4) уравнение (1) и подставив в уравнение (5) выражение (6) для L , получим систему нелинейных дифференциальных уравнений 15-го порядка для инструментальных погрешностей БИНС.

$$\frac{d^2 \Delta r}{dt^2} - g(r + \Delta r) + g(r) = (\Delta L - E) \cdot L \cdot (a + \Delta a) + L \cdot \Delta a \quad (7)$$

$$\frac{d\Delta L}{dt} \cdot L + \Delta L \cdot \frac{dL}{dt} = \Delta L \cdot L \cdot (\Omega + \Delta \Omega)$$

(8)

Где: $\Delta \Omega$ - кососимметричная матрица вида (3), образованная из элементов вектора $\Delta \omega$.

Применение к уравнению (8) равенства (2) приводит его к виду

$$\frac{d\Delta L}{dt} = \Delta L \cdot L \cdot \Omega \cdot L^{-1} \quad \Delta L(0) = E \quad (9)$$

Преобразование подобия $L \cdot \Omega \cdot L^{-1}$ дает [3] кососимметричную матрицу $\Delta \Omega_l$, элементами которой являются проекции вектора $\Delta \omega$ на инерциальные оси.

Таким образом

$$\frac{d\Delta L}{dt} = \Delta L \cdot \Delta \Omega_l \quad (10)$$

Пренебрегая малыми второго порядка, решение уравнения (10) можно представить [3] в виде:

$$\Delta L = E + \Phi = E + t \cdot \Delta \Omega_l$$

Где: Φ - кососимметричная матрица вида (3) из элементов вектора

$$\varphi = (\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z) = t \cdot (\Delta \omega_x, \Delta \omega_y, \Delta \omega_z) \text{ в проекциях на инерциальный базис.}$$

Справедливость принятого допущения основана на том, что в современных БИНС погрешность определения ориентации не превосходит 0.1° , а значит матричный вектор φ , из которого образована матрица Φ , удовлетворяет

условию $\varphi \leq 0.002$, максимальная погрешность измерения угловой скорости не более $0,01^\circ/\text{час}$, что соответствует $\Delta\omega < 5 \cdot 10^{-8}$ 1/сек.

Введем следующие предположения:

1. Объект движется настолько близко к некоторой планете, что влиянием гравитационных полей других небесных тел можно пренебречь.
2. Гравитационное поле планеты пренебрежимо мало отличается от поля центральной силы.

$$g = -\frac{\mu}{|r|^3} \cdot r$$

Где: μ - гравитационная постоянная планеты.

3. Инструментальные погрешности Δr системы навигации малы по сравнению с расстоянием r точки O от начала системы координат $OXYZ$, находящегося в центре масс планеты.

На основании принятых допущений [2] уравнение (7) может быть представлено в виде линейного матричного уравнения

$$\frac{d^2 \Delta r}{dt^2} + \frac{\mu}{|r|^3} \cdot (3 \cdot r - 3 \cdot r \cdot \frac{r^T \cdot \Delta r}{r^T \cdot r}) = \Phi \cdot L \cdot a + L \cdot \Delta a \quad (11)$$

Где: r^T - транспонированная матрица r .

Поскольку, $L \cdot a$ и $L \cdot \Delta a$ - соответственно матрицы-столбцы из проекций векторов a и Δa на инерциальный базис, в уравнении (11) все матрицы образованы из проекций векторов на единую неподвижную систему координат.

Матричные произведения $r^T \Delta r$ и Φa эквивалентны соответственно скалярному и векторному произведению векторов $\bar{r} \cdot \bar{\Delta r}$ и $\bar{\varphi} \times \bar{a}$. Тогда матричные уравнения (11) можно представить в векторном виде

$$\frac{d^2 \bar{\Delta r}}{dt^2} + \frac{\mu}{|\bar{r}|^3} \cdot (\bar{\Delta r} - 3 \cdot \bar{r} \cdot \frac{\bar{r} \cdot \bar{\Delta r}}{|\bar{r}|^2}) = \bar{\varphi} \times \bar{a} + \bar{\Delta a} \quad (12)$$

$$\bar{\varphi} = t \cdot \bar{\Delta \omega} \quad (13)$$

Следует отметить, что первое слагаемое правой части уравнения (12) показывает, как привести погрешности датчиков угловой скорости к эквивалентным погрешностям акселерометров.

Преобразование системы (7), (8) к виду (12), (13) позволяет сделать следующие ЗАКЛЮЧЕНИЯ:

1. Результаты исследования погрешностей в одном инерциальном базисе справедливы для любой инерциальной системы координат.
2. Если известны предельные значения погрешностей датчиков первичной информации в инерциальном базисе, то погрешности системы не зависят от углового движения приборного базиса.
3. Погрешности БИНС линейно зависят от погрешностей датчиков первичной информации.

Представим вектор $\bar{\Delta r}$ в виде трех взаимно ортогональных векторов

$\Delta \bar{r}_1, \Delta \bar{r}_2, \Delta \bar{r}_3$ и направим вектор $\Delta \bar{r}_1$ по орту вектора $\bar{r}$. Для этого вектора уравнение (12) имеет вид

$$\frac{d^2 \Delta \bar{r}_1}{dt^2} - 2 \cdot \frac{\mu}{|\bar{r}|^3} \cdot \Delta \bar{r} = f(t, \Delta \bar{\omega}, \Delta \bar{a}) \quad (14)$$

Уравнения работы БИНС (1), (2) есть математическая модель движения твердого тела в поле центральной силы при действующих $\Delta \bar{a}$ и $\Delta \bar{\omega}$. Уравнение (14) показывает, что данная модель имеет существенный недостаток. Она неустойчива к возмущениям входных величин.

Для исключения этого недостатка целесообразно матрицу-столбец гравитационного ускорения в уравнении (1) задать в виде

$$g(r) = -\frac{g_0}{|r_0|} \cdot r$$

Где: r_0 - расстояние от o до центра масс Земли в начальный момент времени;
 g_0 - гравитационное ускорение в начальный момент времени.

Эта замена не означает нарушение закона всемирного тяготения. Мы по-прежнему моделируем движение в поле центральной силы, но на постоянном удалении от центра масс планеты.

В этом случае уравнение (12) принимает вид:

$$\frac{d^2 \Delta \bar{r}}{dt^2} + \Omega_{\omega} \cdot \Delta \bar{r} = \bar{\varphi} \cdot \bar{a} + \Delta \bar{a} \quad (15)$$

и распадается на три независимых скалярных уравнения, отличающихся правой частью. Каждое из этих уравнений представляет собой уравнение возмущенного движения маятника Шулера

$$y'' + \Omega^2 \cdot y = f(x) \quad (16)$$

Это уравнение широко известно и достаточно изучено. Его решение в квадратурах имеет вид [4]:

$$y(x) = \frac{1}{\Omega} \cdot \int_0^x f(\tau) \cdot \sin(x - \tau) \cdot dt + c_1 \cdot \sin(x) + c_2 \cdot \cos(x) \quad (17)$$

В ряде случаев этот интеграл может быть найден в явном виде.

Например: погрешности БИНС, вызванные неточным заданием начальных условий в уравнениях (1), (2), -- погрешности начальной выставки системы.

Пусть максимальные значения погрешностей ввода начальных данных о координатах, скорости и ориентации соответственно равны:

$$\Delta r(0) = \Delta r_0, \frac{d\Delta r}{dt}(0) = \Delta V_0, \varphi(0) = \varphi_0$$

На стоянке $a = -g_0$, тогда $|\varphi_0 \times a| \leq |\varphi_0| \cdot g_0$, из уравнения (15) получаем следующие выражения для максимальных значений погрешностей системы в определении местоположения Δr и скорости ΔV объекта, вызванных неточной начальной выставкой, не зависящих от параметров движения,

$$\Delta r_i = \frac{\sqrt{\Delta r_{0i}^2 \cdot \Omega^2 + \Delta V_{0i}^2}}{\Omega} \cdot \cos(\Omega \cdot t + \psi_1), \quad \Delta V_i = \sqrt{\Delta V_{0i}^2 + r_{0i}^2 \cdot \Omega^2} \cdot \cos(\Omega \cdot t + \psi_2), \quad i = X, Y, Z$$

(18)

$$\Delta r = \varphi_0 \cdot r_0 \cdot (1 - \cos \Omega \cdot t), \quad \Delta V = \varphi_{0i} \cdot r_0 \cdot \Omega \cdot \sin \Omega \cdot t$$

$$\text{где: } \psi_1 = \arctg \frac{\Delta V_{0i}}{\Delta r_{0i} \cdot \Omega}; \quad \psi_2 = \arctg \frac{\Delta r_{0i} \cdot \Omega}{\Delta V_{0i}}$$

В частности, при идеальных датчиках первичной информации, для обеспечения парциальной точности системы 1 км, необходимо, чтобы погрешности начальной выставки не превосходили значений:

- по координате 1 км
- по скорости 1,24 м/сек
- по ориентации 0.55 угл. мин.

Такие же данные приведены В.Д. Андреевым в монографии [1] для инерциальной системы с гиростабилизированной платформой в режиме инерциальной стоянки.

Для обеспечения суммарной точности системы 1 км, при равенстве вкладов разных источников, необходимо, чтобы погрешности начальной выставки не превосходили значений:

- по координате 0,71 км
- по скорости 0,88 м/сек
- по ориентации 0.55 угл. мин.

Полученные результаты позволяют сделать следующие **ВЫВОДЫ**:

1. Погрешности БИНС, вызванные неточной начальной выставкой представляют собой колебания с периодом маятника Шулера и не зависят от дальнейшего движения объекта;
2. Амплитуда колебаний постоянна и линейно зависит от величины отдельной первичной погрешности;
3. Погрешности системы, от неточного задания начальных координат и скорости складываются под корнем квадратным.

В дальнейшем будем считать, что начальные условия заданы точно, и рассмотрим ряд частных случаев.

Инерциальная стоянка.

Приборный трехгранник находится вблизи поверхности Земли, на оси OX инерциального базиса. Ориентация приборного базиса совпадает с инерциальным. Параметры движения следующие:

$$r = r(0) = \begin{pmatrix} r_0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \frac{dr}{dt}(0) = V_0 = 0, \quad L(0) = E, \quad \omega = 0, \quad a = \begin{pmatrix} g_0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Влияние погрешностей акселерометров - $\Delta a \neq 0$.

Для постоянных $\Delta a_i \quad i = x, y, z$, частное решение уравнения (16) дает:

$$\Delta r_i = \frac{\Delta a_i}{\Omega^2} \cdot (1 - \cos \Omega \cdot t) \quad i = X, Y, Z \quad (19)$$

Влияние погрешностей ДУСов - $\Delta\omega \neq 0$.

В рассматриваемом случае правая часть уравнения (16) принимает вид:

$$\vec{\varphi} \times \vec{a} = g_0 t (0, \Delta\omega_z, \Delta\omega_y).$$

Из уравнения (16) получаем

$$\begin{aligned} \Delta r_y &= \Delta\omega_z \cdot r_0 \cdot t - \frac{\Delta\omega_z \cdot r_0}{\Omega} \cdot \sin \Omega \cdot t \\ \Delta r_z &= \Delta\omega_y \cdot r_0 \cdot t - \frac{\Delta\omega_y \cdot r_0}{\Omega} \cdot \sin \Omega \cdot t \end{aligned} \quad (20)$$

Откуда следует:

1. Погрешности акселерометров вызывают колебания системы с постоянной амплитудой и периодом маятника Шулера. При погрешности 0,0001g максимальная погрешность системы 1,3км.
2. Погрешности ДУСов приводят к появлению систематического дрейфа системы. При погрешности 0,01град/час скорость дрейфа 1,1км/час плюс колебания с периодом Шулера и амплитудой 0.25км.

Интересна стоянка на полюсе.

В этом случае, очевидно, уравнение (15) описывает движение маятника Фуко длиной r_0 , и перевод погрешностей из инерциального базиса в земные координаты заключается в перепроектировании на вращающиеся оси значений погрешностей, полученных по формулам (19), (20).

Движение по экватору.

При стоянке на экваторе (Ось OZ направлена по меридиану), вектора $\vec{a}$ и $\Delta\vec{a}$, неподвижные в приборном базисе, в инерциальной системе вращаются с угловой скоростью Земли ω_3 . При движении появляется еще и вращение приборного базиса за счет огибания Земли.

В частности, проекция Δa_y на инерциальную ось OY равна:

$$\Delta a_y = \Delta a_y \cdot \cos\left(\omega_3 + \frac{V_E}{r_0}\right) \cdot t = \Delta a_y \cdot \cos \omega_1 \cdot t$$

Где: ω_3 - угловая скорость суточного вращения Земли,

$\omega_1 = \omega_3 + \frac{V_E}{r_0}$ - угловая скорость приборного трехгранника.

V_E - западная составляющая линейной скорости объекта.

Проекция векторного произведения $\overline{\varphi} \times \overline{a}$ на ось ОУ имеет вид:

$$g_0 \cdot t \cdot \Delta\omega \cdot t \cdot \cos \omega_1 \cdot t$$

Для решения уравнения (15) была составлена программа на языке Mathcad. Численное решение подтвердило правильность аналитических зависимостей.

Погрешность системы, вызванная дрейфом акселерометра Δa , при $\omega_1 \ll \Omega$ представляет собой колебания с амплитудой

$$A_r(\Delta a) = \frac{2 \cdot \Delta a}{\Omega^2}$$

Дрейф ДУСов вызывает колебания системы с растущей по времени амплитудой плюс колебания с постоянной амплитудой. При достаточно большом времени движения, с учетом того, что $\omega_1 \ll \Omega$, предельной оценкой ошибки БИНС в определении координат можно принять выражение

$$r_0 \cdot \Delta\omega \cdot t$$

На основании ЗАКЛЮЧЕНИЯ 1 полученные результаты можно обобщить на движение по любой ортодромии, а используя метод «склеивания» решений – и на любую траекторию движения.

Библиографический список

- [1] *Андреев В.Д.* Теория инерциальной навигации. Автономные системы. М.: Наука, 1966.
- [2] *Давыдов В.П.* Уравнения инструментальных погрешностей одного типа инерциальной системы навигации. «Кибернетика и вычислительная техника.» сборник, вып. 19, Киев, 1972.
- [3] *Гантмахер Ф.Р.* Теория матриц. М.: Наука, 1967.
- [4] *Иилинский А.Ю.*, Механика гироскопических систем. М.: АН СССР, 1963.
- [5] *Камке Э.* Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям. М.: Наука, 1965.

АНАЛИЗ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ СЖАТИЯ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ ГЛОБАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ ПЕРЕДАЧИ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ

А. Гора

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«ХАИ», 80675700425, alex.gora@mail.ru**1. Глобальная система передачи полетных данных**

Глобальная система передачи полетных данных – это составляющая безопасности полетов, которая состоит из множества систем сбора, обработки информации, радарных и голосовых систем, метеорологических и диспетчерских служб. Такая система предназначена для обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации с использованием автономной системы спутниковой навигации GPS и системы спутниковой связи Inmarsat [1]. Система должна работать без привязки к специализированным техническим средствам навигации и при нахождении ЛА в любой точке земного шара. ГСППД должна состоять из наземной и бортовой части. Наземная часть располагаться на диспетчерских пунктах, и должна обеспечивать обработку и хранение полетной информации. Бортовая часть подключается к бортовой шине системы контроля ЛА и позволяет без участия экипажа передавать значения параметров работы систем ЛА и параметров полета наземным службам в реальном масштабе времени с заданной периодичностью. Структурная схема ГСППД представлена на рис.1.

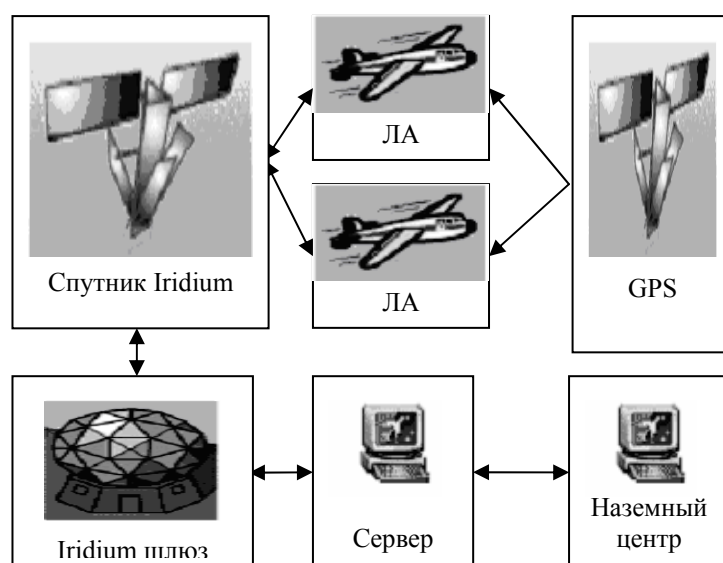


Рис. 1. Структурная схема системы передачи полетных данных

Перечень решаемых задач при создании ГСППД

Для повышения летной безопасности глобальная система передачи полетных данных должна решать следующие дополнительные задачи:

1 Дополнительный контроль параметров борта ЛА непрерывно в реальном масштабе времени. Бортовое оборудование производит логический анализ принятых данных и в случае появления предаварийного или аварийного значения параметров оповещает экипаж ЛА. Также принимает решение о переводе системы в ускоренный режим передачи данных на землю с целью глубокого анализа сложившейся ситуации и проведения соответствующих работ наземными службами.

2 Обмен текстовыми сообщениями и данными между пользователями системы. Это позволит отображать погодные условия для любой точки земного шара в текстовом и графическом виде на мониторе оператора мобильного комплекта для экипажа.

3 Обеспечение голосовой связи. Эта связь организуется между оператором мобильного комплекта и абонентом телефонной проводной или сотовой связи (диспетчерские службы, аварийно-летные бригады и другие пользователи системы, имеющие соответствующий доступ). Такой вид связи используется как резервный.

4 Информирование пользователей системы. В качестве пользователей предполагаются производители, разработчики ЛА и его систем, владельцы компаний и другие заинтересованные лица, имеющие доступ к информации о состоянии летательного аппарата. Это позволяет производить мониторинг ЛА различными службами одновременно, что повышает скорость реагирования и принятия решений в нештатных ситуациях. Система выдает аварийно-предупредительный сигнал для диспетчера при потере связи, неисправности мобильного комплекта. ГСППД частично дублирует существующие системы мониторинга и решает задачу оповещения в ситуациях, которые не предусмотрены существующими системами [2].

Различные режимы полета ЛА обуславливают разрешение различных задач, так в режиме взлет/посадка резко увеличивается объем необходимых данных, в связи с чем, возникает задача сжатия информации или выбора ограниченного перечня параметров. Ограничение перечня параметров может привести к нецелесообразности использования системы. В таком режиме высока нагрузка на летный экипаж и наземные диспетчерские службы, а для уменьшения нагрузки необходимо ее разделить между наземными службами и визуализировать в приемлемом для них виде [3].

В целом ГСППД должна обеспечивать:

- Повышение безопасности полетов;

- Сокращение времени ликвидации чрезвычайных и аварийных ситуаций за счет оперативного оповещения об их возникновении;
- Повышение эффективности управления транспортным парком авиапредприятия;
- Повышение исполнительской дисциплины персонала авиапредприятия.

При решении всех поставленных задач ГСППД должна существенно повысить уровень авиационной безопасности.

2. АКТУАЛЬНОСТЬ СЖАТИЯ ДАННЫХ В ГСППД

При детальном рассмотрении глобальной системы передачи полетных данных возникает проблема передачи больших объемов информации. У этой проблемы есть три решения. Первое – ограничение количества информации. К сожалению, оно не приемлемо, т.к тогда применение системы становится практически бессмысленно. Второе – увеличение пропускной способности каналов связи. Это решение связано с материальными затратами, причем весьма значительными. Третье решение – использование сжатия информации. Это решение позволяет в несколько раз сократить требования к пропускной способности каналов связи без дополнительных издержек (за исключением издержек на реализацию алгоритмов сжатия). Условиями его применимости является избыточность информации и возможность установки специального программного обеспечения либо аппаратуры как вблизи источника, так и вблизи приемника информации [4].

Эффективность сжатия учитывает не только степень сжатия (отношение длины несжатых данных к длине соответствующих им сжатых данных), но и скорости сжатия и разжатия. Часто пользуются обратной к степени сжатия величиной - коэффициентом сжатия, определяемым как отношение длины сжатых данных к длине соответствующих им несжатых. Еще две важные характеристики алгоритма сжатия - объемы памяти, не обходимые для сжатия и для разжатия (для хранения данных, создаваемых и/или используемых алгоритмом) [5].

2.1. Предварительный расчет требуемой пропускной способности канала передачи данных.

Проведен расчет требуемой пропускной способности спутникового канала связи для передачи полетных данных в динамическом режиме. Разобьем расчет на 2 части:

- расчет необходимой пропускной способности спутникового канала для передачи аналоговых параметров;
- расчет необходимой пропускной способности спутникового канала для передачи разовых команд.

Расчет необходимой пропускной способности спутникового канала для передачи аналоговых параметров

Для расчета требуемой скорости передачи в канале воспользуемся формулой:

$$V_{\text{аналог.}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{аналог}}} (K_{\text{аналог.}..i} \cdot F_i)$$

Где $V_{\text{аналог.}}$ - необходимая пропускная способность спутникового канала связи;

$N_{\text{аналог}}$ - количество аналоговых параметров;

$K_{\text{аналог.}..i}$ - количество бит, требуемых для передачи аналогового параметра, задана исходными требованиями к ГСППД ЛА;

F_i - частота опроса датчиков аналоговых параметров.

На основе данных приведенных в приложении А требуемая скорость для передачи аналоговых параметров ЛА без сжатия равна $V_{\text{аналог.}} = 53.7$ кбит/с. А с учетом резерва 25 % скорость должна быть 67.2 кбит/с.

Расчет необходимой пропускной способности спутникового канала для передачи разовых команд

$$V_{\text{разовых..команд.}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{разовых..команд}}} (K_{\text{разовых..команд.}..i} \cdot F_i)$$

Где $V_{\text{разовых..команд.}}$ - необходимая пропускная способность спутникового канала связи;

$N_{\text{разовых..команд.}}$ - количество аналоговых параметров;

$K_{\text{разовых..команд.}..i}$ - количество бит, требуемых для передачи параметра (1 бит);

F_i - частота опроса датчиков аналоговых параметров.

На основе данных приведенных в приложении Б требуемая скорость для передачи разовых команд ЛА без сжатия $V_{\text{разовых..команд.}} = 15.57$ кбит/с. А с учетом резерва 25 % скорость должна быть 19.4 кбит/с.

.Если произвести объединение требуемых скоростей передачи, то получим суммарную скорость с учетом резерва 25 % скорость должна быть не ниже 86.5 кбит/с Спутниковые системы передачи данных обеспечиваю скорость передачи 9.2 кбит/с, что явно недостаточно для нормального функционирования системы без применения сжатия информации.

3. ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ СЖАТИЯ НА ПРИМЕРЕ ЗВУКА

Наиболее распространенным параметрическим методом сжатия речевой информации является кодирование коэффициентами линейного

предсказания. Кодирование коэффициентами линейного предсказания опирается на теорию статистического анализа временных рядов. Суть метода заключается в следующем. Пусть имеется последовательность отсчетов (выборки) аналогового сигнала. Для этой выборки вычисляется «взвешенное среднее» значение. Для интервала 1020 мс считают неизменными статистические свойства речевого сигнала. Этот интервал кодируют набором коэффициентов, который минимизирует среднеквадратическую ошибку предсказания, т.е. сводит к минимуму ошибку предсказания между исходным и сглаженным рядом. Вычисление коэффициентов представляет весьма трудоемкий процесс (решаются разностные уравнения методом наименьших квадратов). Практически интервал квантования обычно составляет 50100 мкс, число отсчетов 100200, число коэффициентов в пределах 4-14. В итоге анализа и импульсно-кодового представление аналоговых параметров, составленное из отсчетов, следующих с частотой 1020 кГц, преобразуется в последовательность векторов параметров, следующих с частотой 50100 Гц. Это дает сжатие описания речи в 50-100 раз при хорошем качестве речи [6].

Этот метод сложен в реализации, так как требует высокоскоростной элементной базы. Однако метод считается наиболее перспективным, поскольку он опирается на хорошее понимание процессов речеобразования. Возможность управлять параметрами модели позволяет осуществлять согласование звуков и слов по уровню энергии, по темпу, по тональному рисунку. Это делает возможным синтез сложных высказываний из набора элементов с помощью правил.

4. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЕТ ОБЪЕМА ПЕРЕДАВАЕМОЙ ИНФОРМАЦИИ С УЧЕТОМ СЖАТИЯ.

В связи с жесткими ограничениями пропускной способности спутникового канала, принято решение применения сжатия.

4.1 Линейное сжатие всех параметров

В данном расчете будем применять кодирование типа ENUC как основное и кодирование длинных серий как вспомогательное. При этом степень сжатия будем считать равной 5. Тогда необходимая скорость передачи данных в спутниковом канале будет равна 13.86 кбит/с, а с учетом резервирования 25% - 16.6 кбит/с, что явно недостаточно для нормального функционирования системы с применением линейного сжатия.

4.2 Линейное сжатие разовых команд, параметрическое сжатие аналоговых.

При расчете для разовых команд степень сжатия рассмотрим равной 5, а для аналоговых параметров в интервале от 50 до 100

Пропускная способность канала для передачи разовых команд с учетом сжатия должна быть не ниже 3.1 кбит/с. Пропускная способность канала для передачи аналоговых команд с учетом сжатия должна быть не ниже 1 – 5.3 кбит/с, с учетом резерва 25% - 1.25 – 6.2 кбит/с.

Суммарная пропускная способность канала связи с учетом сжатия должна быть не меньше 8.4 кбит/с (с учетом резерва 25% - 10.5 кбит/с.), что обеспечивают существующие спутниковые системы передачи данных (9.2 кбит/с). Применение таких методов сжатия позволит передавать требуемый перечень параметров, в некоторых случаях позволит уменьшить экономические затраты на передачу данных

Линейное сжатие разовых команд и входных аналоговых сигналов, параметрическое сжатие выходных аналоговых сигналов.

При расчете степень сжатия линейными методами будем считать равной 5, а для параметрических методов в интервале от 50 до 100. Исходя из приложения А, скорость передачи входных параметров с учетом линейного сжатия равна 8.15 кбит/с. А скорость выходных параметров, сжатых параметрическим способом, - 1.6-0.6 кбит/с. Тогда суммарная скорость передачи всех параметров равна

$$V = V_{\text{разовых}} + V_{\text{входных}} + V_{\text{выходных}}$$

На основе данных приведенных в приложениях А и Б требуемая скорость для передачи полетных данных ЛА равна $V = 2.5 + 6.15 + 0.6 = 9.25$ кбит/с, с учетом резерва – 31.26 кбит/с. Спутниковые системы передачи данных обеспечивают скорость передачи 9.2 кбит/с.

Заключение

Для повышения безопасности полетов необходимо применять ГСППД, которая позволяет анализировать большое количества полетных данных. Но в связи с ограниченностью канала передачи полетных данных (9.2 кбит/с) необходимо применять сжатие информации. На основе проведенного анализа принято решение применения нелинейного (параметрического) сжатия, которое позволяет получить требуемый коэффициент сжатия полетных данных. Основное внимание в дальнейшей работе будет уделено дифференциальному сжатию с предсказателем в цепи обратной связи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. AVIA. RU Российский авиационно-космический портал/
«Модернизация и пути повышения эффективности системы
организации воздушного движения» Б. Михайлов режим доступа
<http://www.avia.ru/inter/96/>
2. Гора А.Н., Кортунов В.И., Васильев С.Н. Автоматизированные системы
управления и приборы **автоматики**

3. *Бабич О.А., Боднер В.А., Козлов М.С., Потапов М. Д., Селезнев В.П.* Авиационные приборы и навигационное оборудование М.:ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского 1986. –639с.
4. *Шелухин О.И., Лукьянцев Н.Ф.* Цифровая обработка и передача речи, М., Радио и связь, 2000. - 328с.
5. *Куприянов М.С., Матюшкин Б.А.,* - Цифровая обработка сигналов, СПб, Питер, 1998. - 416с
6. *Коротаев Г.А.* Некоторые аспекты линейного предсказания при анализе речевого сигнала // Зарубежная радиоэлектроника. -1991.-№7. - С. 13-31.

Часть 2

УДК 629.735.33.027.2

Численные исследования математической модели для политропного процесса

Доник В.Д.

Авиационный научно–технический комплекс
им.О.К.Антонова, г.Киев, Украина

The computational investigations of mathematical model for polytropic process

V. Donic

ANTONOV Aeronautical Scientific/Technical Complex, Ukraine, Kiev.

Введение. В различных областях промышленности широко используются отсеки (сосуды) с избыточным давлением. При проектировании и эксплуатации таких сосудов зачастую используют математические модели. На основании математических моделей с использованием компьютерных технологий представляется возможным численным методом расширить область знаний об изменении параметров исследуемого объекта и повысить уровень разработки устройства. На практике используют сосуды, которые зачастую отличаются между собой по конструктивному исполнению, заполнению различными жидкостями и газообразными средами, режимами работы, индивидуальным особенностям области применения. Наличие такого количества вариантов конструктивного исполнения устройств приводит к необходимости разрабатывать математические модели, которые бы описывали изменение параметров реального процесса

Анализ публикаций. Впервые теоретические исследования при рассмотрении задачи течения воздуха через отверстие в канале, по которому движется воздух, провел Николай Егорович Жуковский [1]. В этой работе рассмотрено течение газа в бесконечно длинном канале через отверстие в его стенке. Рассмотрена также задача об истечении воздуха через отверстие у заглушенного торца. Учитывая важность решения этих задач, работы в этой области были продолжены Сергеем Алексеевичем Чаплыгиным. В работе [2] С.А.Чаплыгин рассмотрел задачу об истечении газа через отверстие из бесконечного сосуда и исследовал обтекание пластины, установленной перпендикулярно к набегающему потоку. Были проведены расчеты и экспериментальные исследования по определению коэффициента сжатия струи и силу сопротивления пластины. Дальнейшие исследования газодинамических процессов истечения газа из отсека через отверстие различной конфигурации (с острой кромкой, с радиусом), для дозвуковой, звуковой и сверхзвуковой скорости было осуществлено другими авторами [3-7].

Используемые в промышленности сосуды с избыточным давлением имеют относительно общие закономерности протекания процессов. Несмотря на это, в каждой отрасли промышленности сосуды обладают специальными свойствами. Для описания физических процессов в таких сосудах разрабатываются специальные математические модели, которые описывают реальный процесс с достаточной для практики точностью.

В авиации и космонавтике используются самые разнообразные варианты исполнения кабин (отсеков) [8,9]. Для описания процессов в кабинах используются различные математические модели. Применяются математические модели на этапах проектирования, испытаний, эксплуатации. Внедрение математических моделей позволяет существенно сократить сроки проведения расчетов и расширить объемы расчетов.

Анализ работ показывает, что при разработке отсеков широко используются математические модели. Общим недостатком полученных результатов является то, что авторы во многих случаях не указывают область практического применения разработанных моделей. Отсутствие таких исследований зачастую не позволяет использовать полученные результаты или ограничивает область их применения.

Актуальность проблемы. Несмотря на достигнутые успехи в области изучения физических процессов в сосудах, практический опыт эксплуатации таких объектов показывает, что имеются случаи разрушения сосудов [10]. Мировой опыт показывает, что при неправильном проектировании или эксплуатации отсеков возникают чрезвычайные ситуации, которые заканчиваются поломкой конструкции, а зачастую и гибелью людей. Во многих случаях при проектировании высокоэффективных отсеков неотъемлемой составной частью является использование математических моделей. Обеспечение безопасности отсека на высоком научно-техническом уровне с использованием математических моделей является одной из актуальных задач и до настоящего времени.

Цель и задачи исследований. Целью настоящей работы является численное исследование математической модели истечения газа из отсека и определение предпочтительной математической модели. Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Провести численные исследования математической модели для политропного процесса истечения газа из отсека в соответствии с работой [11].
2. Определить область применения математической модели для политропного процесса и установить основные закономерности формирования предпочтительной математической модели истечения газа из отсека.
3. Исследование математической модели.

Объектом рассмотрения является отсек объемом V , в котором известны давление (P_0), температура (T_0) газа в заторможенном потоке. В

отсек подводится (G_1) и отводится (G_2) газ, подводится (dq) и отводится (dl) энергия. Запишем математическую модель изменения параметров газа в отсеке во времени (τ) по политропе с показателем политропы n в соответствии с работой [11]:

$$\frac{dP_0}{d\tau} = \frac{nRT_0}{V}(G_1 - G_2) - \frac{P_0 n}{V} \frac{dV}{d\tau}, \quad \frac{dT_0}{d\tau} = \frac{1}{C_p} \left(\frac{dq}{d\tau} - \frac{dl}{d\tau} \right), \quad (1)$$

где R - газовая постоянная; C_p - удельная теплоемкость газа.

Предметом исследований является изменение параметров газа в отсеке в зависимости от показателя политропы при истечении газа из отсека.

Проведем численные исследования математической модели (1) и определим особенности формирования адекватной модели с использованием показателя политропы (n). Проведем оценку математической модели в соответствии с типовой методикой определения адекватности модели [12,13]. В качестве функции отклика для расчетных и экспериментальных значений будем использовать значение давления воздуха в отсеке. Погрешность расчета во всем исследованном диапазоне давлений не превышает 3,8% для $n=0,2$, 0,22% для $n=0,4875$, 8,8% для $n=2$ (рис. 1).

Максимальное значение погрешности получено 6,7% для $n=0,2$ и 15,6% для $n=2$. Следовательно, в диапазоне исследованных показателей политропы $n=(0,2...2)$ расчетные значения давлений газа в отсеке удовлетворяют требованиям инженерных расчетов. В соответствии с работами [12,13] полученные математические модели удовлетворяют статистическим критериям (критерий Фишера, Кохрена) и адекватно описывают реальный процесс. Последующие численные исследования модели показывают, что определение адекватности модели по давлению и использование такой модели для определения времени разгерметизации недостаточно полно отражают все требования, которые предъявляются к данному классу задач.

Определим предпочтительную модель по параметрам, которые отражают индивидуальные особенности использования математической модели для данного класса задач. Для обеспечения требований в соответствии с нормативными документами необходимо определять время истечения газа из отсека. Проведем анализ влияния показателя политропы на результаты расчета времени разгерметизации. В процессе уменьшения давления воздуха в отсеке от начального до 90 кПа погрешность времени разгерметизации составляет 57% (увеличение времени) для $n=0,2$ и 50% (уменьшение времени) для $n=2$. С понижением конечного давления в отсеке погрешность расчетного значения времени разгерметизации увеличивается и при давлении 80 кПа составляет 64% (уменьшение времени) для $n=2$. Величина погрешности расчета времени разгерметизации становится неприемлемой для инженерных расчетов. Анализ зависимости изменения давления газа в отсеке в соответствии с рис. 1 показывает, что при разгерметизации с понижением давления в отсеке наблюдается общая тенденция к увеличению погрешности расчета времени разгерметизации. В

этой связи решение задачи по выбору модели, которая бы описывала реальный процесс истечения газа из отсека с достаточной для практики точностью,

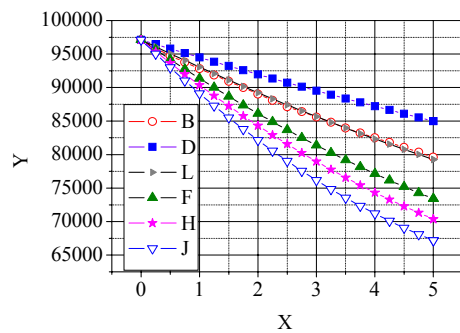


Рис. 1. Зависимость давления газа в отсеке (Y, Па) от времени (X, с) для различных вариантов эксперимента и расчета в зависимости от значений показателя политропы (n):
B – эксперимент; D – n=0,2;
L – n=0,4875; F – n=1;
H – n=1,4; J – n=2.

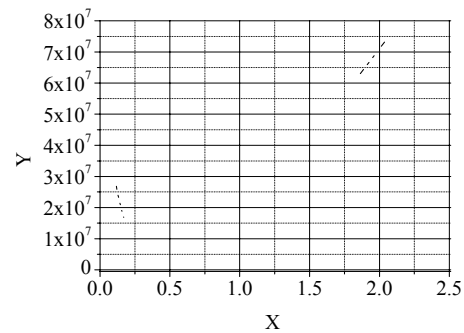


Рис. 2. Зависимость дисперсии (Y, Па²) от показателя политропы (X).

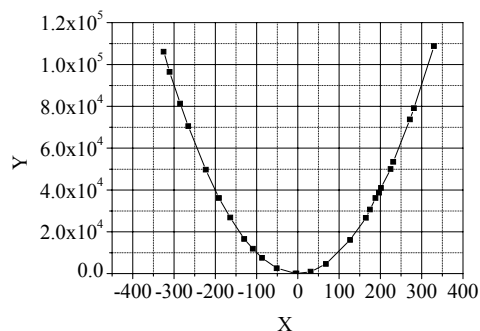


Рис. 3. Зависимость дисперсии (Y, Па²) от разницы между расчетными и экспериментальными значениями давления газа в отсеке (X, Па) с предпочтительным показателем политропы $n \approx 0,49$.

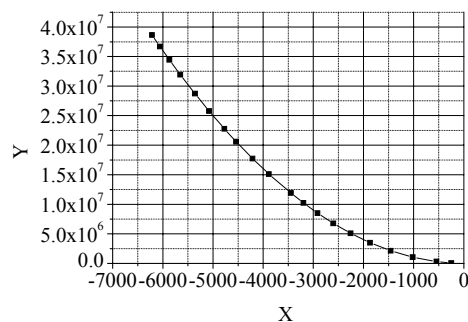


Рис. 4. Зависимость дисперсии (Y, Па²) от разницы между расчетными и экспериментальными значениями давления газа в отсеке (X, Па) с показателем политропы $n=1$.

является одной из главных задач. Для данного класса задач в опубликованных работах [1-14] отсутствуют рекомендации по выбору адекватной математической модели определения времени разгерметизации и описание реального процесса истечения воздуха из отсека.

Определим времени разгерметизации проведем с помощью математической модели для политропного процесса. Поиск предпочтительной модели и предпочтительного значения показателя политропы производим численным методом. Выполняем расчет параметров воздуха в отсеке и сопоставляем расчетное давление воздуха с

экспериментальным при различных показателях политропы. В качестве критерия по выбору предпочтительного показателя политропы используется

$$\text{минимум дисперсии: } \min(\sigma_j^2) = \min \left(\frac{\sum_{i=1}^N \Delta P_{ij}^2}{N} \right), \text{ где } \Delta P_i = P_{pij} - P_i; \quad P_{pij} - \text{расчетное}$$

значение давления воздуха в отсеке для i -го опыта при заданном j -ом значении показателя политропы; P_i - экспериментальное значение давления воздуха в отсеке для i -го опыта; N - количество экспериментальных данных. Рассмотрим график функции $\sigma_j^2 = f(n)$ на рис. 2. Проведены численные исследования функции в интервале значений показателей политропы $0 \leq n \leq 2,1$. Функция в интервале $0,11 \leq n \leq 2,1$ является непрерывной и вогнутой. В области значений $n < 0,11$ получить значение функции $\sigma_j^2 = f(n)$ не представляется возможным, так как система дифференциальных уравнений для определения изменения давления воздуха в гермокабине не имеет решения.

График функции имеет минимальное значение дисперсии $\min(\sigma_j^2) = 48228 \text{ Па}^2$ при показателе политропы $n = 0,4875$. При увеличении показателя политропы в интервале $0,11 \leq n < 0,4875$ функция $\sigma_j^2 = f(n)$ монотонно убывает, а в области $n > 0,4875$ - монотонно увеличивается. В области значений показателя политропы меньше $\min(\sigma_j^2)$ график исследуемой функции имеет большее значение приращения функции при изменении политропы чем в области $n > 0,4875$. В области $n \geq 1$ производная функции имеет линейную зависимость и равна $\frac{d(\sigma_j^2)}{dn} \approx 55,892 \text{ кПа}^2$.

Функция $\sigma_j^2 = f(n)$ не имеет симметрии относительно вертикальной оси с центром в точке $n = 0,4875$. Поэтому выбор предпочтительного показателя политропы проводился с использованием одного из помехоустойчивых методов [14]. В результате расчета определен показатель политропы, который равняется $n \approx 0,487$. Применение помехоустойчивого метода не привело к существенным изменениям расчета показателя политропы. Одним из преимуществ использованного метода является то, что полученные результаты расчета с предпочтительным показателем политропы имеют несмещенные оценки. Об этом свидетельствуют следующие признаки. При прочих равных условиях расчетные значения давления воздуха относительно равномерно расположены с двух сторон относительно вертикальной оси с началом координат в точке $X = 0$ (рис.3). График кривых в области положительных и отрицательных отклонений расчетных значений давления воздуха относительно экспериментальных симметрично располагаются относительно вертикальной оси с началом $X = 0$. Максимальная погрешность расчета параметров газа в отсеке в соответствии с математической моделью и предпочтительным показателем политропы не превышает 0,4%. Одним из характерных примеров смещения результатов расчета представлено на рис. 4

при значении показателя политропы $n=1$.

Выводы. На основании проведенных численных исследований математической модели для политропного процесса можно сделать следующие выводы:

1. Проведена сравнительная оценка математической модели по давлению газа в отсеке и по времени разгерметизации. Максимальная погрешность получена при расчете времени разгерметизации отсека, которая составила 54% при показателе политропы $n=0,2$ и 64% при $n=2$.
2. Впервые установлено, что с помощью математической модели для политропного процесса с постоянным показателем политропы представляется возможным описать истечение газа из отсека с достаточной для практики точностью.
3. Для определения времени разгерметизации отсека предпочтительной является математическая модель с показателем политропы $n=0,49$. Максимальная погрешность расчета не превышает 0,4%.
4. Математическая модель для политропного процесса описывает изменение параметров газа в отсеке с максимальной погрешностью (6,7...15,6)% при значении показателя политропы $n=(0,2...2)$.
5. Учитывая индивидуальные особенности отсеков, необходимо продолжить исследования по изучению процессов истечения газа из отсека с использованием математической модели для политропного процесса.

Список литературы.

1. Жуковский Н.Е. Видоизменение метода Кирхгоффа для определения движения жидкости в двух измерениях при постоянной скорости, данной на неизвестной линии тока. –М.-Л.: Гостехиздат, 1948, Собрание сочинений, т.1. - 656с.
2. Чаплыгин С.А. О газовых струях. – М.-Л.: Гостехиздат, 1949. – 144 с.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Из-во третье. –М.: Наука, 1969. - 824с.
4. Абрамович Г.Н.. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с
5. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. Из-во 5-е.–М.: Наука, 1978. - 736с.
6. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. – М.:Госэнергоиздат, 1961. – 671 с
7. Бендерский Б.Я. Аэрогидрогазодинамика. –Москва-Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», Институт компьютерных исследований, 2007. –496 с.
8. Быков Л.Т., Егоров М.С., Тарасов П.В. Высотное оборудование самолетов. –М.: Оборонгиз, 1958. – 392 с.

9. Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолетов. –М.: Машиностроение, 1972. -332с.
- 10.Сто великих авиакатастроф/ Автор-сост. И.А. Муромов. – М.: Вече, 2003. – 528 с.
- 11.Доник В.Д. Нестационарный процесс истечения газа из отсека//Промислова гідроліка і пневматика. - Вінниця.– 2005. №1(7) –С. 20-23.
- 12.Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: , 1976. – 280 с.
- 13.Радченко С.Г. Устойчивые методы оценивания статистических моделей: Монография. – К.: ПП “Санспарель”, 2005. – 504 с.
- 14.Касьянов В.А., Доник В.Д. Помехоустойчивый метод для полиномиальных моделей со свободным коэффициентом. –К., 1987. – Деп. ВИНТИ 1.04.88, № 25303-В88.-8с.

В. И. Гончаренко, В. А. Гончаренко

Авиационный научно-технический комплекс имени О.К. Антонова,
Национальный технический университет Украины ("КПИ"), Киев

The description of control system in task of undercarriage shimmy

V. Goncharenko, V. Goncharenko

ANTONOV Aeronautical Scientific/Technical Complex, National Technical
University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Введение. При качении пневматических колёс по ровной поверхности без проскальзывания могут наблюдаться самовозбуждающиеся колебания колёс вследствие возможности их поворота и бокового смещения. Наглядным примером могут служить автоколебания самоориентирующихся колёс детских колясок, а также тележек у грузчиков на вокзалах. Такие же колебания колёс, наблюдавшиеся у автомобилей и самолётов, в 1920-х годах получили название "шимми" по их внешнему сходству с модным в то время одноимённым бальным танцем. Это название встречается уже в публикациях французского инженера русского происхождения Démitri Sensaud de Lavaud (1920-е годы) и в книге G. Bekker, H. Fromm и H. Maruhn (1931).

Автоколебательную природу колебаний шимми подчеркнул Б. А. Глух (1935). В последующем, существенный вклад в изучение этого явления внесли Ю. Б. Румер и М. В. Келдыш [1], А. В. Смирчек и В. С. Гоздек [2]. К настоящему времени сложилось следующее определение явления шимми. **Шимми** — это автоколебания катящихся колёс с пневматической шиной транспортного средства, проявляющиеся в виде интенсивных колебаний колёс посредством поворотов относительно вертикальной оси и связанными с таким движением перемещениями колёс в боковом направлении и наклоном колёс относительно продольной оси (а также, в случае несимметричной подвески колёс, движениями вдоль продольной и вертикальной осей). Подвод энергии в систему обусловлен неконсервативным взаимодействием катящейся шины с дорожным покрытием. Это явление не имеет прямого отношения к колебаниям, вызванным неуравновешенностью вращающихся колёс и (или) неровностями дорожного покрытия, и существует независимо от последних.

Отметим, что сейчас общепризнанна теория качения шины Н. В. Расејка [3] как наиболее полная. Шимми колёс обусловлены процессом качения шины и никоим образом не связаны с неуравновешенностью колёс

и неровностями дороги, о чём, к сожалению, не упоминается во многих словарях и энциклопедиях, например, [4].

Постановка задачи. Колёса всех транспортных средств подвержены шимми, и такие автоколебания являются особенно актуальными для летательных аппаратов. Поэтому задача о шимми формулируется следующим образом: Необходимо обеспечить устойчивость прямолинейного качения колёс за счёт выбора параметров механической системы с надлежащими запасами от границы области устойчивости. Особо следует подчеркнуть, что в задаче о шимми вопрос об амплитудах автоколебаний не возникает и, более того, является технически неграмотным, вследствие резкого искажения состояния беговой поверхности шины при возникновении возмущений и при этом существенного изменения параметров шины.

Сложность задачи о шимми колёс самолёта объясняется особенностью размещения колёс на сравнительно высоких, а значит податливых, стойках шасси и обусловлена необходимостью максимального облегчения конструкции. Шимми колёс может наблюдаться на передних и основных стойках шасси летательного аппарата независимо от того, самоориентирующиеся колёса или управляемые, или даже фиксированные, т. е. колёса расположены на неповоротной стойке [5, 6]. Причём, если в первом случае поворот установки колёс естественен, то в последних двух — поворот осуществляется в основном за счёт деформации конструкции стойки и, в частности, за счёт сжимаемости жидкости в системе управления/демпфирования. Обычно управление поворотом колёс осуществляется рулём гидродоильником, одновременно выполняющим функцию демпфера шимми.

При описании шимми колёс явно выделяются три составные части: 1) механика качения шины; 2) движение колёс на гибкой стойке шасси; 3) работа системы управления, в частности, системы демпфирования.

Теории качения шины прошли селекцию на протяжении десятилетий, и их применение в расчетах шимми приводит примерно к одинаковому результату [6]. Моделирование стоек шасси достаточно разнообразно, и почти всегда на несимметричной стойке шасси требуется учитывать не менее пяти степеней свободы движения установки колёс [7]. В случае симметричной стойки — для той же цели, обычно, достаточно учесть три степени свободы [5], и каноническая модель такой стойки анонсирована в [8].

В настоящей работе поставлена цель изложить универсальное описание системы управления/демпфирования, пригодное для большинства случаев анализа шимми колёс.

Основные модели описания стоек шасси. Распространены два подхода к описанию стойки шасси в задаче о шимми колёс самолёта. Для простейших схем используется модель двух параллельно соединённых элементов: упругого и демпфирующего. Для анализа реальных объектов более рационально применять модель таких же элементов, соединённых последовательно.

Подход М. В. Келдыша. Одно из первых достаточно универсальных описаний приведено, например, в работе М. В. Келдыша [1]. Его суть заключается в том, что колеблющееся колесо связано с неподвижным корпусом двумя параллельно соединёнными абсолютно упругим и абсолютно демпфирующим элементами. Такая схема появилась при рассмотрении двух заблокированных колёс, т. е. двух колёс, установленных на общей оси и жёстко связанных с последней. При этом ось колёс вращается как одно целое вместе с колёсами, связанными с ней [1, 2]. Упругий элемент обладает эффективной жёсткостью c_e , демпфирующий элемент характеризуется коэффициентом сопротивления демпфирующего элемента — эффективным демпфированием h_e . Это означает, что для деформирования такой пары эффективных элементов по гармоническому закону $x = x_0 \exp(j\omega t)$ к ней следует приложить усилие $F = F_0 \exp(j\omega t)$, где $F_0 = (c_e + j\omega h_e) x_0$.

Таким образом, данный элемент обладает комплексной динамической жёсткостью (КДЖ) $D \equiv F_0 / x_0 = c_e + j\omega h_e$. Её действительную часть принято называть синфазной составляющей КДЖ, а коэффициент при мнимой единице — квадратурной составляющей КДЖ. Описание любого механического объекта посредством КДЖ является достаточно универсальным, но для определения составляющих КДЖ, вообще говоря, требуется проведение динамических испытаний. Во всяком случае, даже при наличии расчётных методов определения КДЖ их необходимо подтверждать посредством динамических частотных испытаний хотя бы некоторых модельных объектов.

Подход В. С. Гоздека. Описание, предложенное В. С. Гоздеком [2], не подразумевает проведения динамических испытаний и заключается в том, что реальный демпфер шимми, сам обладающий определённой податливостью, фактически присоединён к податливой (гибкой) конструкции стойки шасси, и, поэтому, должна рассматриваться схема двух последовательно соединённых абсолютно упругого и абсолютно демпфирующего элементов. Соответствующие характеристики этих элементов c_i и h_i называются идеальными. Существенным преимуществом использования данных параметров является то, что их величины могут быть определены статическими методами.

При таком подходе в результате приложения к данной паре идеальных элементов гармонически изменяющейся силы $F = F_0 \exp(j\omega t)$ общая деформация цепочки, которая складывается из деформаций каждого элемента, составляет $x = x_0 \exp(j\omega t)$, где $x_0 = F_0 / c_i + F_0 / (j\omega h_i)$. Это означает, что комплексная динамическая жёсткость такой системы $D \equiv F_0 / x_0 = c_i j\omega h_i / (c_i + j\omega h_i)$.

Взаимосвязь подходов М. В. Келдыша и В. С. Гоздека. Учтём, что в обычных физических системах все величины c_e , h_e , c_i и h_i — положительные, величины частот колебаний также будем рассматривать положительные, $\omega > 0$. Поэтому между характеристиками $D = c_e + j\omega h_e$ и $W = c_i + j\omega h_i$ имеется взаимно однозначное соответствие в I квадранте комплексной плоскости:

$$D(\operatorname{Re} W, \operatorname{Im} W) \equiv c_e + j\omega h_e = c_i j\omega h_i / (c_i + j\omega h_i), \quad (1)$$

$$W(\operatorname{Re} D, \operatorname{Im} D) \equiv c_i + j\omega h_i = (c_e^2 + \omega^2 h_e^2)(1/c_e + j/(\omega h_e)), \quad (2)$$

Отметим, что из (1) следует:

$$c_e c_i = \omega h_e \omega h_i, \quad (3)$$

$$|D| |W| = c_i \omega h_i. \quad (4)$$

Геометрический смысл взаимосвязи. Укажем наглядный геометрический смысл соответствия (1) и (2). Для этого рассмотрим прямоугольник с вершиной в начале координат (точке O), стороны которого параллельны осям координат, а диагонали совпадают с вектором W и с сопряжённым ему вектором $W^* = c_i - j\omega h_i$. Тогда, во-первых, вектор D перпендикулярен вектору W^* , т. е. вектор D перпендикулярен диагонали данного прямоугольника. Действительно, в соответствии с (3) $c_e/\omega h_e = \omega h_i/c_i$, и поэтому $\arg D + \arg W = \arctg(\omega h_e/c_e) + \arctg(\omega h_i/c_i) = \pi/2$. Это означает, что векторы D и W^* — перпендикулярны. Во-вторых, из того факта, что площадь рассматриваемого прямоугольника, равная $c_i \omega h_i$, в соответствии с (4) равна $|D| |W|$, следует равенство величины вектора D высоте треугольника, опущенной из вершины O на диагональ прямоугольника.

Таким образом, заданное значение W геометрически определяет значение КДЖ D . И наоборот, по заданному значению КДЖ D легко строится значение W как диагональ прямоугольника, сторонами которого являются катеты на осях координат, определяющие перпендикулярную вектору D гипотенузу.

Преобразование (2) обладает любопытными свойствами. Так, например, четверть окружности $|z| = r = \text{const}$ при таком преобразовании переходит в замечательную кривую "крест", а хорда этой четверти окружности при таком же преобразовании переходит в "монодиаметральную гиперболическую гиперболу".

О характере границы областей устойчивости. В задаче о шимми колёс, как доказано автором в 1986 г., при ненулевых значениях одного из параметров c_e или h_e достаточное увеличение любого другого из них обеспечивает устойчивость системы. Этот результат вполне согласуется с интуитивными представлениями.

Следует отметить, что точка $c_e = \omega h_e = d$ при данном преобразовании переходит в точку $c_i = \omega h_i = 2d$, т. е. эта точка удаляется вдвое от начала координат, оставаясь на биссектрисе координатного угла. Данный факт позволяет косвенно контролировать процесс вычисления границы области шимми колёс.

Опыт расчётов показывает, что граница области шимми на плоскости эффективных параметров $(c_e, \omega h_e)$ обычно близка к прямой. Соответственно, на плоскости идеальных параметров $(c_i, \omega h_i)$ граница области устойчивости представляет кривую, которая незначительно отличается от ветви монодиаметральной гиперболической гиперболы, а из свойств точек

биссектрисы координатного угла следует, что область устойчивости находится внутри упомянутой кривой.

Следовательно, что важно отметить, при малых значениях хотя бы одного из параметров c_i и h_i обеспечить устойчивость движения невозможно.

Описание системы управления/демпфирования. Для анализа шимми колёс реальной конструкции стойки шасси следует учесть как минимум три степени свободы подвески на ней оси колёс. В то же время система управления поворотом колёс имеет одно входное управляющее воздействие и один выход, осуществляемый рулёжным устройством. Последнее является достаточно сложным устройством и, обычно, представляет собой гидроусилитель, гидравлические полости которого закольцованы через дроссельное устройство. Поэтому такой гидропривод может выполнять функцию как системы управления, так и системы демпфирования, или обе сразу.

Определение динамических характеристик данной системы представляет самостоятельную задачу, и на практике часто ограничиваются результатами её частотных испытаний. На этом основании, из общей модели для расчета шимми целесообразно выделить отдельно систему управления и характеризовать её своей КДЖ: $D_c = C_e + j\omega H_e$. Такой подход известен, например, Н. Р. У. Нитч (1981).

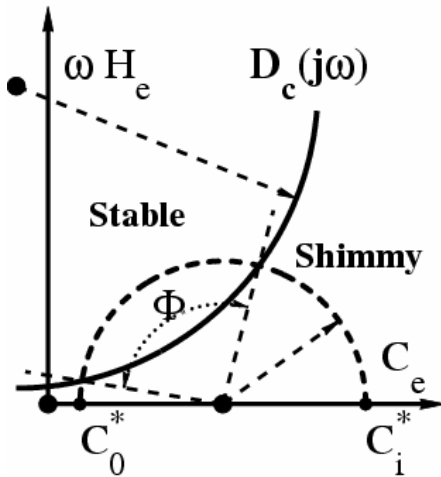
Оценка величины КДЖ. Остановимся на том, как можно оценить значения КДЖ системы управления по её конструктивным параметрам. Для простоты предположим, что всё сопротивление перемещению исполнительного органа рулевого привода сосредоточено на дросселе с линейной характеристикой в дроссельном устройстве, а все оставшиеся элементы конструкции абсолютно упругие

При работе гидропривода, как любого гидроусилителя, имеется склонность к автоколебаниям. Типовое решение этой проблемы осуществляется за счёт соединения (кольцевания) гидравлических полостей привода через дроссель. Если для обеспечения устойчивости требуется дроссель со значительными расходными характеристиками, а это может нарушить функциональное назначение гидроусилителя, то в цепи кольцевания устанавливается дозирующее устройство, например, меньших размеров гидроцилиндр, полости которого разделены плавающим поршнем. Для предотвращения потери демпфирующей способности такой системы, когда поршень оказывается прижатым к доньшку цилиндра, предусматривается упругий элемент, который центрирует поршень в нейтральном (среднем) положении. При этом в значительной степени сохраняется также функция управляемости.

Для любой комбинации упругих элементов и дроссельного устройства, моделирующих систему управления поворотом колёс, достаточно определить их жёсткость для двух случаев: 1) дроссель полностью закрыт (при этом достигается максимально возможная жёсткость системы C_i^*) и 2) дроссель полностью открыт (при этом достигается минимально возможная жёсткость системы C_0^*). После этого можно утверждать, что возможные значения КДЖ

расположены в I квадранте на дуге полуокружности (изображена пунктиром на рисунке), диаметр которой соединяет точки C_0^* и C_i^* , отложенные на действительной оси (п. 2).

Вид области шимми. Покажем, что представляет собой граница области шимми на плоскости КДЖ системы управления в простейшем случае, когда стойка шасси моделируется одним упругим элементом c_g , имитирующим кручение стойки шасси. Будем исходить из того, что для расчётной схемы двух параллельно соединённых элементов граница области



шимми на плоскости $(c_e, \omega h_e)$ представляет отрезок прямой, отсекающий из I квадранта данной плоскости область неустойчивости системы (область шимми), которая содержит начало координат.

Поскольку два параллельно соединённых эффективных элемента (с характеристиками C_e и H_e) эквивалентны двум последовательно соединённым (с характеристиками C_i и H_i), то рассматриваемая схема, после замены двух упругих элементов (с характеристиками c_g и C_i) одним, обладающим жесткостью

c_i : $1/c_i = 1/c_g + 1/C_i$, также приводится к уже рассмотренной схеме двух последовательно соединённых элементов (с характеристиками c_i и $h_i = H_i$), которая эквивалентна окончательной схеме двух параллельно соединённых элементов (с характеристиками c_e и h_e).

Соответствующее преобразование на плоскости КДЖ запишется так:

$$1/(c_e + j\omega h_e) = a_g + 1/(C_e + j\omega H_e), \quad (5)$$

где $a_g = 1/c_g$. Это означает, что при таком преобразовании отрезок прямой на плоскости $(c_e, \omega h_e)$, в общем случае, переходит в дугу окружности на плоскости $(C_e, \omega H_e)$.

Смысл данного преобразования. Остановимся подробнее на таком преобразовании. Физически реализуются положительные значения параметров системы, т. е. они расположены в I квадранте соответствующей плоскости. Границей области устойчивости на плоскости $(c_e, \omega h_e)$ по предположению является отрезок прямой, соединяющий точки c_e^* и ωh_e^* на соответствующих осях координат, причём, начало координат, лежащее ниже данного отрезка, находится в области неустойчивости движения системы.

Инверсией такого отрезка на комплексной плоскости как гипотенузы треугольника с вершиной в начале координат является полуокружность в IV квадранте. В этом случае, точки области устойчивости системы переходят в точки, расположенные внутри порождающей окружности.

После сдвига этой полуокружности влево на a_g получается полуокружность в нижней полуплоскости, и, соответственно, точки области устойчивости системы переходят в точки, также расположенные внутри порождающей её окружности.

Полученная в нижней полуплоскости полуокружность после инверсии переходит, вообще говоря, в дугу окружности в верхней полуплоскости.

Основной случай. На основании изложенного, с практической точки зрения интересен случай, когда область устойчивости системы в I квадранте плоскости $(C_e, \omega H_e)$ ограничена мнимой осью и дугой окружности, имеющей центр во II квадранте плоскости (рисунок), и хорда которой является частью положительной полуоси мнимой оси, т. е. радиус дуги меньше расстояния от центра порождающей окружности до начала координат.

Хотя любые положительные значения компонент КДЖ могут быть реализованы, как показано в этом разделе, однако это может потребовать чрезмерных затрат, что означает нерациональность конструкции. Поэтому следует рассматривать реально допустимые конструкции, КДЖ которых расположены на полуокружности (рисунок). Следовательно, во-первых, необходимо обеспечить пересечение этих окружностей, и, во-вторых, в таком случае определить угол устойчивости Φ , после чего окончательно выбираются параметры демпфера шимми.

Таким образом, для обеспечения устойчивости системы необходимо, чтобы имелся угол $\Phi > 0$, причём на основании накопленного опыта установлена следующая условная классификация: 1) при $\Phi < \pi/6$ — имеются существенные проблемы; 2) если угол устойчивости $\pi/6 \leq \Phi < \pi/3$ — ситуация непростая; 3) если угол устойчивости $\pi/3 \leq \Phi < \pi/2$ — обычный случай; 4) если угол устойчивости $\pi/2 \leq \Phi$ — практически нет проблемы.

Выводы. Универсальность описания системы управления — сложной части опоры шасси самолета — методом комплексной динамической жёсткости, простота расчета и удобство анализа результатов, а также возможность её оценки и экспериментального определения, подчёркивают целесообразность практического использования такого канонического описания системы управления в задаче о шимми колёс шасси самолёта.

Список литературы.

1. Келдыш М.В. Шимми переднего колеса трехколёсного шасси // Труды ЦАГИ. — 1945. — Вып. 564. — С. 1–34.
2. Гоздек В.С. Устойчивость качения заблокированных ориентирующихся колёс шасси самолета // Труды ЦАГИ. — 1970. — Вып. 1196. — С. 3–18.
3. Pacejka H.B. Tyre and Vehicle Dynamics. — Oxford: Butterworth-Heinemann, 2002. — xiii, 627 p.
4. Большая энциклопедия: В 62 томах. Т. 59. — М.: ТЕРРА, 2006. — 591 с.
5. Гончаренко В.И. Постановка задачи шимми для колеса с трехступенной подвеской и распространение на случай учета сухого трения в поворотном узле. — 1980. — 16 с. — Депонированная рукопись № ДО 4513.

6. Besselink I.J.M. Shimmy of Aircraft Main Landing Gears. – Delft: The Netherlands by DocVision, 2000. – 195 p.

7. Гончаренко В.И. О шимми колеса самолета на несимметричной подвеске // Прикладная механика. – 1997. – **33**, № 2. – С. 89–95.

8. Goncharenko V.I., Obolensky A.Yu. Shimmy model of aircraft landing gear and quadratic forms // European Conference for Aerospace Sciences "EUCASS". Proceedings of conference. July 04–07, 2005. – Moscow, Russia. – 2005. – P. 4.01.08.1–5.

ВОПРОСЫ ОПТИМИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТНЫМИ ДАННЫМИ

Борисов В.В.

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт", г. Киев, Украина,
тел.(044) 454-96-67, e-mail: fidel_1965@rambler.ru

The problems of information technology optimization of project data management

V. Borisov

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

В отличие от традиционных СУБД, в процессе обработки запросов в системах управления проектными данными участвуют пользователи системы различных уровней, то есть **люди**. Это обусловлено тем, что информация, которая передается по запросам в системах управления проектными данными, как правило, **отсутствует в базе данных проекта**. Кроме того эта информация не может быть получена путем стандартных манипуляций с готовыми данными, как это происходит в реляционных СУБД. В большинстве случаев обслуживание запросов в системе управления проектными данными требует выполнения **проектировочных операций**, являясь частью **процесса проектирования**. На современном уровне развития информационных технологий проектирования все проектировочные операции выполняются людьми, поскольку процесс получения проектной информации является **проектированием**. При этом запросы на получение информации не могут быть направлены непосредственно исполнителям. Это связано с тем, что человек не может выполнять одновременно несколько проектировочных задач. В рамках систем управления производством эта проблема решается путем предварительного планирования загрузки исполнителей, то есть формирования **планов** (рис. 1).

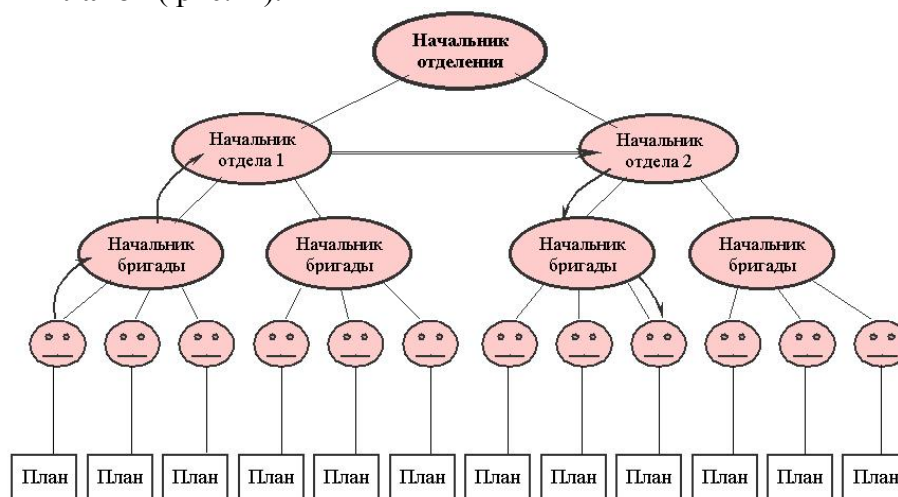


Рис. 1. Типовая структура системы управления проектом.

Таким образом обслуживание запросов на получение данных возможно только путем включения соответствующих заданий в планы тех исполнителей, которые решают данные вопросы в данном конструкторском

бюро. В результате запросы должны последовательно проходить через начальников подразделений (рис. 1), поскольку составление и корректировка планов выполняется именно начальниками подразделений. Кроме того, начальники подразделений выполняют важную роль **коммутационных узлов**, распределяющих потоки данных между исполнителями, в зависимости от их квалификации и степени текущей загрузки.

Таким образом, в отличие от обычных СУБД, которые обслуживают запросы в **параллельном режиме**, используя принцип многозадачности, поддерживаемый современными операционными системами, обслуживание запросов в системах проектирования возможно только в **последовательном режиме**, что существенно увеличивает время выполнения запросов. Кроме того, прохождение запросов через начальников подразделений приводит к дополнительным затратам времени на **коммутацию** запросов, поскольку процесс коммутации также выполняется в последовательном режиме. В результате схема процесса передачи данных приобретает следующий вид (рис. 2). Таким образом время, необходимое для выполнения запроса зависит не только от времени, необходимого для получения нужных данных в БД проекта, но и от количества коммутационных узлов в цепи передачи запроса и степени их загруженности (объемов работ, выполняемых начальниками подразделений), а также степени загруженности лиц, формирующих ответы на запросы [1].

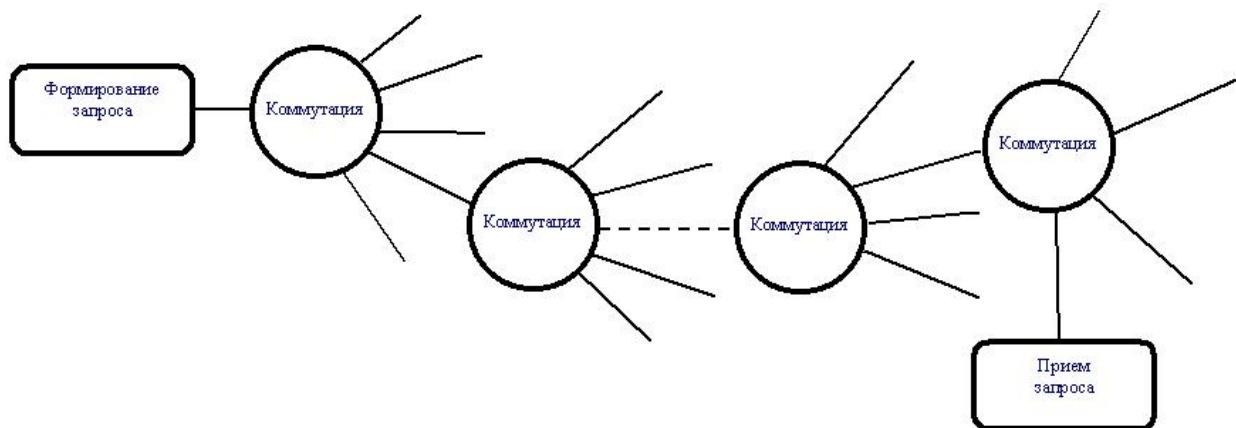


Рис. 2. Схема передачи данных в системе управления проектом.

Без учета различного рода субъективных факторов, степень загруженности коммутационного узла зависит от объема и количества работ, записанных в плане соответствующего подразделения. Соответственно, степень загруженности лица, формирующего ответ на запрос, определяется объемом и количеством работ, записанных в его индивидуальном **плане**.

Процесс формирования проектных данных представляет собой сложную последовательность проектных операций, которые, при современном уровне развития ИТ, выполняются людьми. Результатом проектирования является проектная **модель** технического объекта, которая представляет собой сложную иерархическую информационную структуру, состоящую из частных моделей. Каждая частная модель описывает **часть свойств к-либо части проектируемого технического объекта**.

Примерами частных моделей являются чертежи, спецификации, расчетные модели, схемы, 3D–модели, FE–модели и т.п.

Взаимодействие между участниками процесса проектирования это, на самом деле, взаимодействие между частными моделями проекта, поскольку каждый участник процесса проектирования работает с к–либо частной моделью (рис. 3):

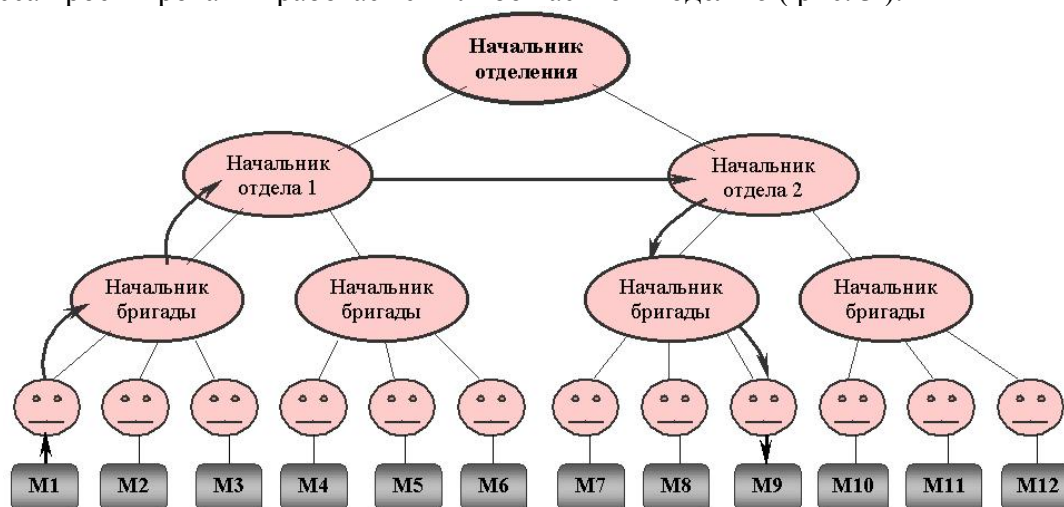


Рис. 3. Взаимодействие моделей в рамках проекта.

Одним из наиболее характерных признаков процесса проектирования является **цикличность**, так как проектные задачи относятся к классу **обратных задач**. Целью таких задач является исследование вариантов исходных параметров объекта исследования, при которых могут быть получены необходимые результаты. Решение таких задач основано на **заданном результате**. Естественно, что у таких задач, как правило, множество решений, из которых необходимо выбрать оптимальное. При этом критерии выбора оптимального решения часто входят за рамки объекта исследования.

Иначе говоря, любая проектная задача так или иначе решается с применением итерационных методов. Присутствие цикличности обусловлено рядом факторов, главным из которых является постоянная корректировка моделей, причем эта корректировка производится как во время внутримодельного цикла, так и при циклическом взаимодействии моделей и групп моделей. Сокращение времени, затрачиваемого на один шаг цикла, является важным фактором оптимальности процесса проектирования.

Продолжительность одного шага внутримодельного цикла в основном зависит от двух факторов: времени, затрачиваемого на задание (корректировку) исходных данных (разработку модели), и времени, затрачиваемого на анализ результатов расчета. Величины указанных факторов определяются степенью развития ИТ и, в частности, наличия необходимого ПО. При этом проблемы сокращения продолжительности внутримодельных циклов и методы их решения не имеют прямой связи с задачами оптимальной организации процесса проектирования.

Продолжительность одного шага цикла взаимодействия моделей или групп моделей в наибольшей степени зависит от того, насколько оптимально организован процесс проектирования. При современных ИТ взаимодействующие модели, как правило, разрабатываются в разных подразделениях ОКБ. В качестве примера такого взаимодействия можно рассмотреть циклическое взаимодействие прочностной модели (например, КЭ–модели) и моделей, представленных в трехмерном виде (3D–модели) или в виде чертежей. Прочностные модели разрабатываются и используются сотрудниками

прочностных подразделений [2], а 3D-модели и чертежи разрабатываются сотрудниками конструкторских подразделений (рис. 4):

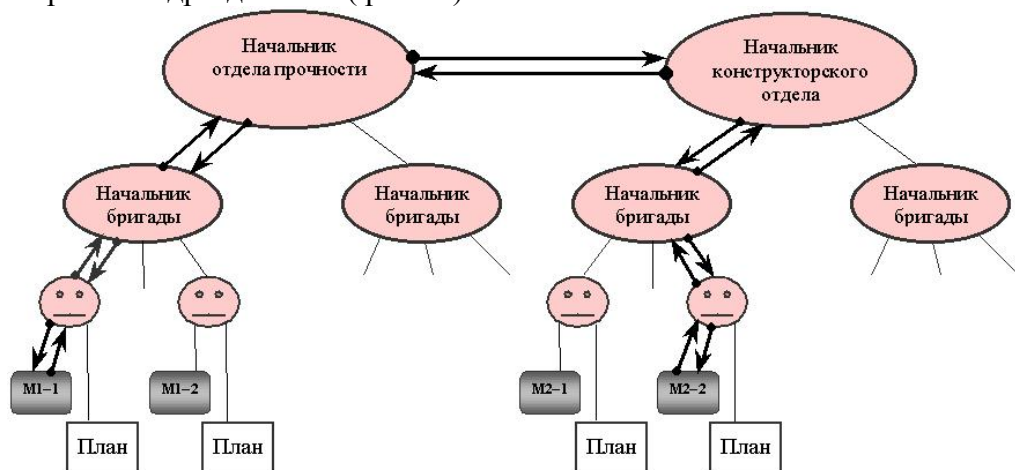


Рис. 4. Схема взаимодействия прочностной и конструкторской моделей.

Результаты первичного прочностного расчета служат исходными данными для построения первичной конструкторской модели. При построении конструкторской модели конструктор учитывает не только требования прочности, но также решает вопросы пространственной увязки проектируемой конструкции с другими элементами планера, а также с элементами различного рода систем и прочего оборудования, которые крепятся к силовым элементам проектируемой конструкции. Кроме того, при построении конструкторской модели обязательно учитываются требования, связанные с технологией производства. В результате, по мере проектирования, конструкторская модель несколько раз проверяется на прочность, что ведет к циклическому обмену данными между прочностной и конструкторской моделями (рис. 4). Анализ приведенной схемы показывает, что, в случае циклического взаимодействия моделей, длительность одного шага цикла в большой степени зависит времени прохождения данных от одной модели к другой. Время прохождения данных определяется количеством "коммутационных узлов" (в данном случае начальников бригад и отделов) и степенью их загрузки, а также степенью загрузки прочниста и конструктора, которые являются "владельцами" взаимодействующих моделей. При этом следует учитывать, что планы, по которым работают прочнисты и конструкторы, как правило, составляются один раз в месяц. Поэтому, если речь не идет об особо срочной работе, длительность одного шага цикла, при указанной схеме прохождения данных, составляет 1–2 и более месяцев. В результате становится невозможной процедура оптимизации конструкции в целом, поскольку это связано с интенсивным циклическим взаимодействием моделей и групп моделей.

Одним из наиболее эффективных способов повышения скорости обмена данными между моделями, в рамках существующих ИТ, является создание, так называемых **временных рабочих групп**, в которых объединяются сотрудники различных подразделений, например, аэродинамики, конструкторы и прочнисты. В таких группах обмен данными происходит непосредственно между исполнителями, без участия начальников подразделений (рис. 5):

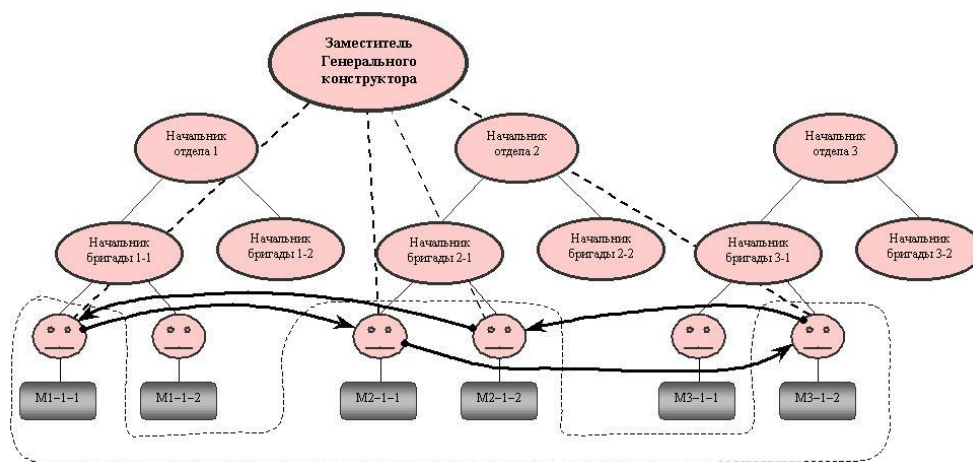


Рис. 5. Схема взаимодействия моделей в рамках временной рабочей группы.

Такой обмен данными возможен потому, что во временной рабочей группе отсутствуют индивидуальные планы сотрудников. Как правило, рабочий план разрабатывается для **группы в целом**, при ее создании. После выполнения работ, записанных в плане, группа расформировывается. Премии за выполнение работ распределяются между членами группы в заранее оговоренных пропорциях. Кроме того, входящие в группу сотрудники временно переводятся в оперативное подчинение к какому-либо из вышестоящих руководителей. Все эти меры позволяют отказаться от коммутационных узлов в схеме обмена данными, что резко увеличивает скорость прохождения информации. По сути процесс создания временной творческой группы представляет собой предварительную коммутацию информационных потоков.

Современный уровень развития ИТ проектирования все-таки не позволяет полностью исключить из схемы межмодельного обмена данными ряд промежуточных этапов связанных с преобразованием данных. Проблема в том, что современные ИТ рассматривают проектную модель в виде некоторой структуры данных, например, чертежа или файла, содержащего 3D-модель. Вне зависимости от того, какой тип носителя информации применяется для хранения модели, схема обмена данными между моделями обязательно должна включать "субъективные элементы", т.е. людей (рис. 6):

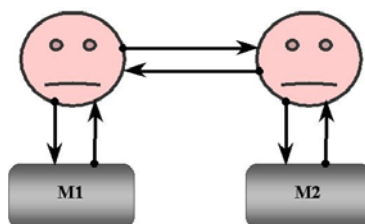


Рис. 6. Минимальная схема обмена данными между моделями.

Однако, такая схема обмена данными возможна только в том случае, когда модель хранится в виде, который воспринимается человеком непосредственно, например, в виде чертежа или текста.

В процессе перехода к новым технологиям хранения и обработки данных возникла необходимость преобразования данных из той формы, в которой они хранятся на электронных носителях, в форму, годную для человеческого восприятия. Обычно для этого используется соответствующее ПО (рис. 7):

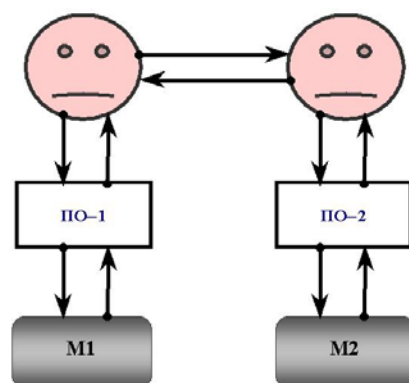


Рис. 7. Минимальная схема обмена данными между компьютерными моделями.

Несмотря на увеличение количества узлов преобразования данных, использование компьютерных ИТ обеспечивает увеличение скорости циклического обмена данными между моделями, потому что кроме преобразования данных ПО выполняет большой объем аналитических и вычислительных процедур.

Одна из основных проблем "ручной" технологии обмена данными между моделями связана с поиском данных. Например, для поиска нужного чертежа в архиве требуется выполнить ряд стандартных процедур, в частности:

- поиск в каталоге номера нужного документа;
- составление и оформление служебной записки в архив;
- получение экземпляра документа, если в архиве имеется "свободный" экземпляр, либо, получение информации о месте нахождения одно–двух работников ОКБ, которым были выданы экземпляры документа;
- переговоры с работниками, имеющими экземпляры документа, о временной его передаче в ваше распоряжение;
- ожидание возможности временного получения документа и т.д.

Нередко такая процедура получения документа растягивается на неделю и более.

В случае использования компьютерных технологий хранения проектных моделей процедура поиска и получения экземпляра необходимого документа может быть многократно ускорена путем использования СУБД. Однако это возможно только в случае использования небольшого количества программных модулей. Если пользователь оперирует большим количеством программных модулей, возникает проблема поиска нужного модуля (рис. 8):

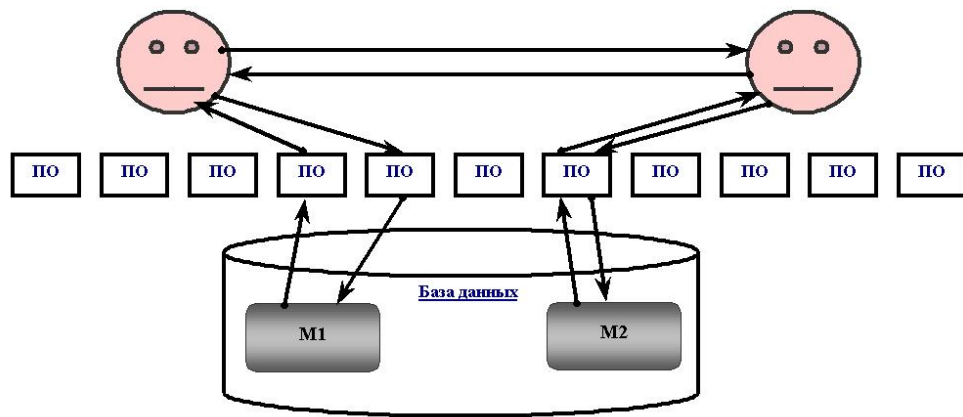


Рис. 8. Схема обмена данными между моделями при использовании множества программных модулей.

Список литературы.

1. Борисов В.В. Проблемы обеспечения надежности функционирования PDM–систем. Зб. наук. пр. Технології створення перспективних комп'ютерних засобів та систем з використанням новітньої елементної бази. –К.: НАН України Ін-т кібернетики ім.В.М.Глушкова, 2000. – С. 67 – 72.
2. Борисов В.В., Зинченко В.П. Разработка прочностных моделей конструкций на основе метода последовательной детализации. Тр. IV Междунар. науч.–технич. конф. –К.: НТУУ "КПИ", 2007. т. 1, –с. 55–61.

Введение. В современных летательных аппаратах широко используются системы ориентации и навигации, к которым предъявляются серьезные требования по точности и условиям эксплуатации. Для увеличения точности одним из методов служит снижение уровня вибрации, действующей на гироскопические устройства, входящие в состав систем ориентации. Для этого блоки, содержащие гироскопические элементы снабжают виброзащитными системами.

Описание объекта исследования. Объектом исследования является амортизатор виброзащитной системы гироблока (рис 1.).

Ввиду значительных различий упруго-массовых характеристик амортизаторов и гироблока, полагаем амортизатор безинерционным, а гироблок абсолютно жестким.

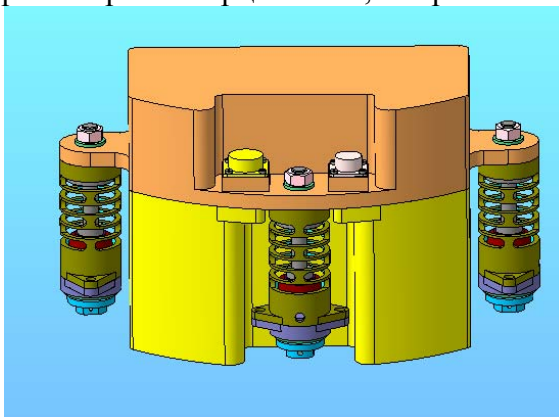


Рис 1. Расположение амортизаторов на гироблоке.

Исходная конструкция амортизаторов показана на рисунке 2. При этом все амортизаторы имеют одинаковые размеры

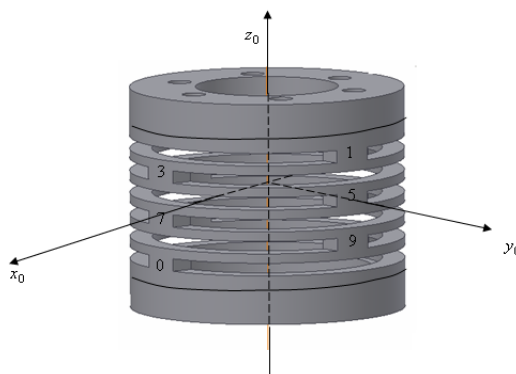


Рис.2. Конструкция амортизатора

Рассмотрим случай совпадения центра масс амортизированной системы с центром жесткости. Отметим, что если в рассматриваемой конструкции центр масс гириблока и центр жесткости амортизаторов будут совпадать, то это позволит исключить перекрестные связи для трех направлений, то есть на перемещения центра масс гириблока в направлении осей будет влиять только силы, лежащие на этих осях.

В случае действия вибраций на виброзащитное устройство в направлении оси OZ

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{3 \cdot c_0}{m}}, \text{ - собственная частота амортизатора в направлении оси } OZ.$$

Здесь c_0 - линейная жесткость одного амортизатора, m - масса блока.

. Таким образом, исходя из условий эксплуатации определяется собственная частота амортизатора которая определяет его жесткость $c_0 = \frac{m \cdot \omega_0^2}{3}$ в направлении оси OZ

По найденному значению c_0 определим оптимальные параметры конструкции амортизатора, обеспечивающие заданную жесткость.

Конструкция амортизатора. Конструкция амортизатора представляет собой соединенные между собой кольцевые секции, каждая из которых состоит из четырех дугообразных элементов (рис. 3). Вид дугообразного упругого элемента представлен на рисунке 4.

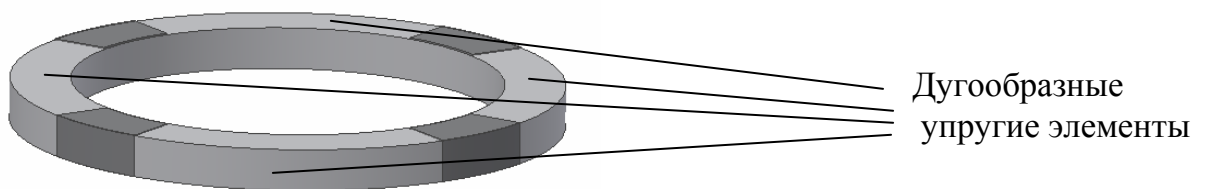


Рис. 3. Конструкция кольцевой секции амортизатора

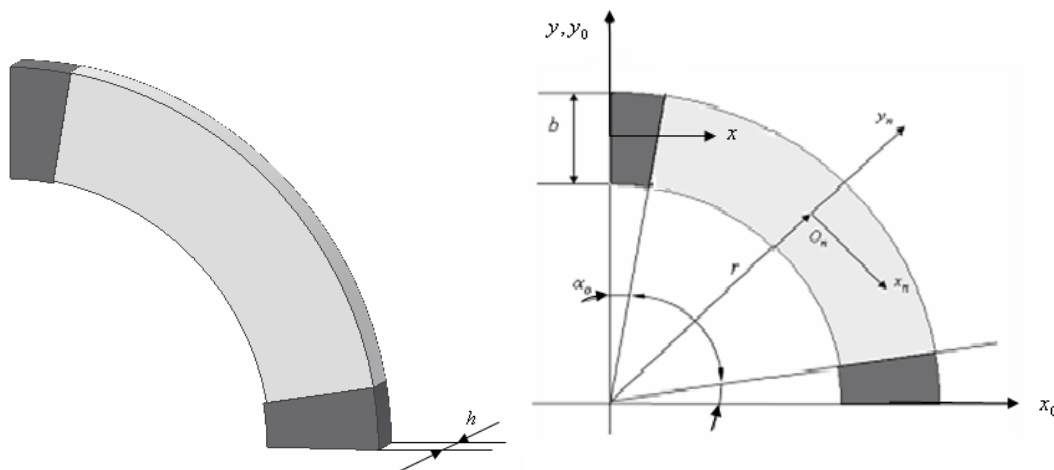


Рис. 4 Конструкция дугообразного упругого элемента

Постановка задачи оптимизации. Одним из основных требований к амортизаторам является обеспечение максимальной прочности с сохранением требуемой жесткости.

Исследования показали, что определяющим элементом для обеспечения прочности есть дугообразный упругий элемент.

Таким образом, в качестве целевой функции выберем максимальное нормальное напряжение в опасном сечении дугообразного упругого элемента.

Аналитическое выражение для напряжения при этом существенно зависит от вида упругого элемента. Исследования показали, что целесообразно, чтобы форма упругого элемента была близкой к стержневой.

Как известно, напряжение в опасном сечении при этом определяется по формуле

$$\sigma_{\max} = \frac{3 \cdot P_z \cdot r \cdot \sin(\frac{\varphi_0}{2})}{2 \cdot b \cdot h^2} \quad (1)$$

Для проверки адекватности формулы максимального напряжения в опасном сечении в пакете конечноэлементного анализа Nastran построена твердотельная модель упрощенной конструкции амортизатора (одно среднее кольцо) с изменяющимися параметрами (рис. 5)

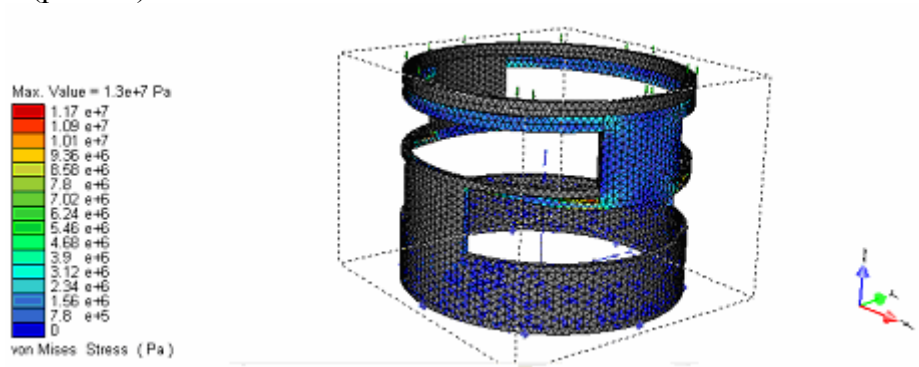


Рис. 5. Расчет упрощенной конструкции амортизатора

Результаты расчета при различных значениях параметров приведены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты расчета при различных значениях параметров.

Габаритные размеры	Расчетное значение $\sigma_{\max}$	$\sigma_{\max}$, полученное в Nastran
$h = 1\text{mm}$, $b = 1\text{mm}$, $r = 19.5\text{mm}$, $\alpha_0 = 20^\circ$	$1.236 \cdot 10^7$	$1.3 \cdot 10^7$
$h = 1\text{mm}$, $b = 2\text{mm}$, $r = 19\text{mm}$, $\alpha_0 = 20^\circ$	$6.022 \cdot 10^6$	$6.95 \cdot 10^6$
$h = 1\text{mm}$, $b = 3\text{mm}$, $r = 18.5\text{mm}$, $\alpha_0 = 20^\circ$	$3.902 \cdot 10^6$	$4.25 \cdot 10^6$

Как видно, результаты совпадают с хорошей точностью. Таким образом, данную формулу можно применять в качестве целевой функции при оптимизации параметров подвеса.

Выбор ограничений для оптимизации. Рассмотрим ограничения, вызванные конструктивными и технологическими факторами.

1. Ограничения на геометрические размеры амортизатора, вызванные технологией изготовления. К ним относятся размеры его внутреннего и внешнего диаметра.

2. Ограничения, связанные с приближением формы упругого элемента стержневой.

3. Ограничение на образующий угол дугообразного элемента, связанное с количеством дугообразных элементов в кольце

4. Ограничение на собственную частоту амортизатора, а, соответственно, на жесткость в направлении оси OZ .

Получим аналитическое выражение для описания последнего ограничения.

Как было показано выше, амортизатор состоит из жестко соединенных между собой дугообразных упругих элементов, причем в кольце они соединены между собой последовательно, а кольца, в свою очередь, параллельно.

Обозначим $\Delta = [\delta_{ij}]$; $i, j = \overline{1,6}$, - матрица податливости (квадратная матрица размерности (6x6); δ_{ij} ($i, j = \overline{1,6}$) - элементы матрицы податливости.

Матрица податливости Δ однозначно и полностью описывает жесткостные характеристики исследуемой упругой конструкции, при этом матрица жесткости $C = [c_{ij}]$; $i, j = \overline{1,6}$, $C = \Delta^{-1}$. Таким образом, если известна матрица податливости дугообразного упругого элемента Δ , жесткость дугообразного упругого элемента в направлении оси OZ можно определить по формуле:

$$c_{33} = \frac{k_e}{k_k} \cdot \frac{\delta_{44}}{\delta_{33} \cdot \delta_{44} - \delta_{34}^2}, \quad (2)$$

здесь k_e - количество элементов в кольце, k_k - количество колец.

Податливости $\delta_{33}, \delta_{44}, \delta_{34}$ определим с помощью интеграла Мора:

$$\delta_{ij} = \int_{(L)} \left(\frac{\bar{N}_i \cdot \bar{N}_j}{E \cdot F} + k_y \cdot \frac{\bar{P}_i^y \cdot \bar{P}_j^y}{G \cdot F} + k_z \cdot \frac{\bar{P}_i^z \cdot \bar{P}_j^z}{G \cdot F} + \frac{\bar{M}_i^{kp} \cdot \bar{M}_j^{kp}}{G \cdot J_{kp}} + \frac{\bar{M}_i^y \cdot \bar{M}_j^y}{E \cdot J_y} + \frac{\bar{M}_i^z \cdot \bar{M}_j^z}{E \cdot J_z} \right) \cdot dL.$$

Здесь $\bar{N}_i, \bar{P}_i^y, \bar{P}_i^z, \bar{M}_i^{kp}, \bar{M}_i^y, \bar{M}_i^z$ ($i = \overline{1,6}$) - соответствующие внутренние усилия, возникающие от действия в полюсе O единичной нагрузки $Q_i = 1$ ($i = \overline{1,6}$).

Для дугообразного упругого элемента (рис. 4) имеем

$$\begin{aligned} \delta_{33} &= r \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{6}{5 \cdot G \cdot b \cdot h} d\varphi + r^3 \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{(1 - \cos(\varphi))^2}{G \cdot J_{kp}} d\varphi + r^3 \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{\sin^2(\varphi)}{E \cdot J_y} d\varphi \\ \delta_{44} &= r \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{(\cos(\varphi))^2}{G \cdot J_{kp}} d\varphi + r \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{\sin^2(\varphi)}{E \cdot J_y} d\varphi \\ \delta_{33} &= -r^2 \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{(1 - \cos(\varphi)) \cdot \cos(\varphi)}{G \cdot J_{kp}} d\varphi + r^2 \cdot \int_{-\varphi_0}^{\varphi_0} \frac{\sin^2(\varphi)}{E \cdot J_y} d\varphi \quad (3) \end{aligned}$$

Здесь E - модуль упругости 1-го рода

G - модуль упругости 2-го рода

$J_{kp} = \frac{b^3 \cdot h}{12}, J_y = \frac{b \cdot h^3}{12}$ - моменты инерции относительно оси OZ и

OY соответственно.

Для проверки полученного выражения подготовлена модель для расчета в пакете конечно-элементного анализа **Nastran**.

Для проверки выполним нагружение упругой части амортизатора силой $Pz=1N$. Полученное при этом перемещение полюса должно соответствовать податливости в соответствующем направлении (рис. 6). Результаты занесем в таблицу 2.

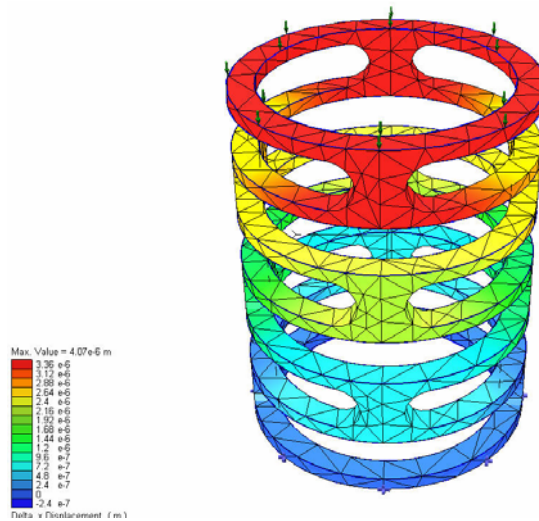


Рис. 6.

Таблица 2. Сравнения перемещений

	Податливость
Nastran	$4,07 \cdot 10^{-6}$ м
Расчетные данные	$4,29 \cdot 10^{-6}$ м

Из таблицы видно, что результаты расчетов совпадают с полученными в Nastran.

Формализация задача оптимизации. Таким образом, имеет место задача нелинейной оптимизации с ограничениями в виде неравенств. На основании вышеизложенного выбираются следующие переменные проектирования:

$$a_1 = h ; a_2 = b ; a_3 = r ; a_4 = \varphi_0 . \quad (4)$$

Функция цели $\Psi_0^{(1)}(a^{(1)})$ согласно выражению (1) будет иметь следующий вид:

$$\Psi_0(a) \equiv \frac{3 \cdot P_z \cdot a_3 \cdot \sin\left(\frac{a_4}{2}\right)}{2 \cdot a_2 \cdot a_1^2} . \quad (5)$$

В свою очередь, с учетом обозначений (4), выражения, описывающие ограничения, будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} \Psi_1(a) &\equiv \left(c_0 - \frac{k_e}{k_k} \cdot \frac{\delta_{44}}{\delta_{33} \cdot \delta_{44} - \delta_{34}^2} \right)^2 - \Delta c \leq 0 ; \\ \Psi_2(a) &\equiv h_0 - a_1 \leq 0 ; \\ \Psi_3^{(1)}(a^{(1)}) &\equiv -a_3 \cdot a_4 + 5 \cdot a_1 \leq 0 ; \\ \Psi_4(a) &\equiv a_4 - 40 \cdot \frac{\pi}{180} \leq 0 ; \end{aligned} \quad (6)$$

Оптимальное решение ($\bar{a} = \{\bar{a}_1; \dots; \bar{a}_4\}$) рассматриваемой задачи найдем с помощью инженерно-математического пакета Mathcad и проверим с помощью необходимых условий Куна - Таккера, которые имеют следующий вид:

$$\bar{V}_i \geq 0, \quad i = \overline{1,4} ;$$

$$\begin{aligned} \bar{V}_i \Psi_i(\bar{a}) &= 0, \quad i = \overline{1,4}; \\ \left. \frac{\partial L(a, \bar{V})}{\partial a_j} \right|_{a = \bar{a}} &= 0, \quad j = \overline{1,4}, \end{aligned} \quad (7)$$

где V_i и $\bar{V}_i$ ($i = \overline{1,4}$) – множители Лагранжа и их оптимальные значения;
 $L(a, V)$ – функция Лагранжа,

$$L(a, V) = \Psi_0(a) + \sum_{i=1}^4 V_i \Psi_i(a). \quad (8)$$

Результаты оптимизации с помощью инженерно-математического пакета Mathcad :
 $a_1 = 1.559 \cdot 10^{-3}$, $a_4 = 0.698 \text{ рад} = 39.992^\circ$.

Для проверки выполнения необходимых условий Куна-Такера выведена приближенная формула жесткости амортизатора в направлении оси OZ

$$c_0 = \frac{E \cdot b \cdot h^3}{r^3 \cdot K1} \left[1 + \frac{K2}{K1} \cdot \left(\frac{\pi}{4} - \varphi_0 \right) \right] \quad (9)$$

Здесь

$$\begin{aligned} K1 &= \frac{(1+\mu)}{2 \cdot \beta} \cdot (3 \cdot \pi + 2 - 8 \cdot \sqrt{2}) + 3 \cdot (\pi - 2) \\ K2 &= \frac{2 \cdot (1+\mu)}{\beta} \cdot (3 - 2 \cdot \sqrt{2}) + 12 \end{aligned}$$

Тогда

$$\Psi_1(a) \approx \frac{E \cdot a_2 \cdot a_1^3}{a_3^3 \cdot K1} \left[1 + \frac{K2}{K1} \cdot \left(\frac{\pi}{4} - a_4 \right) \right] - c_0 \quad (10)$$

Построим функцию Лагранжа:

$$L(a, V) = \Psi_0(a) + \sum_{i=1}^4 V_i \Psi_i(a)$$

$$\text{Из условия} \quad \left. \frac{\partial L(a, \bar{V})}{\partial a_j} \right|_{a = \bar{a}} = 0, \quad j = \overline{1,4}, \quad (11)$$

$$V_1 = 80.4 > 0, \quad V_2 = 3.26 \cdot 10^9 > 0$$

Все множители Лагранжа положительны, поэтому условия Куна-Такера выполнены.

С помощью варьирования остальных геометрических размеров можно достигнуть условия линейной равножесткости амортизатора. Полученное значение максимального напряжения в опасном сечении дает возможность оценить максимальную нагрузку,

которую выдерживает амортизатор. Для этого необходимо сравнить его с допустимым напряжением для данного материала $\sigma_{\max}$ с учетом требуемого запаса прочности.

$$P_{dop} = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{opt}}$$

$$\text{В нашем случае } P_{dop} = \frac{1.4 \cdot 10^9}{2.12 \cdot 10^6 \cdot 1.5} \approx 450H$$

Выводы. Проведенные исследования показали принципиальную возможность создания амортизатора, обладающего приемлемыми габаритами, прочностью и жесткостными характеристиками.

Список литературы.

1. Хог Э., Арора Я. Прикладное оптимальное проектирование: Пер.с.англ. М.: Мир, 1983.
2. Ржаницин А.Р. Строительная механика.-М.: Высш.шк.,1991.
3. Бронштейн И.Н. , Семендяев К.А. Справочник по математике.-М.: Наука, 1981.
4. Справочник по сопротивлению материалов. Под ред. Писаренко Г.С., К.: Наук. думка, 1988.

Безпілотний літальний апарат ФАКС-1

Карнаушенко Р.В.

Національний технічний університет України
„Київський політехнічний інститут”, Київ, Україна

THE PILOTLESS VEHICLE FAKS-1

R. Karnaushenko,

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Призначення та область використання. БПЛА ФАКС-1 призначений для використання окремо, або у складі комплексів телевізійного спостереження місцевості і цілей на ній на віддалені до 100 км. від місця старту. Також можливе використання у складі комплексів фоторозвідки цілей.

Основні області можливого використання БПЛА ФАКС-1:

- Оперативно–тактична розвідка;
- Хімічна розвідка;
- Радіаційна розвідка;
- Екологічний моніторинг;
- Пошук потерпілих;
- Пошук втрачених об’єктів;
- Скидання пізнавальних маячків;
- Патрулювання режимних об’єктів;
- Патрулювання нафто– і газо– проводів;
- Патрулювання транспортних магістралей;
- Патрулювання лісних масивів;
- Ретрансляція сигналів зв’язку;
- Буксування рекламних банерів.

БПЛА ФАКС-1 має у складі:

- Планер;
- Силову установку;
- Паливний бак;
- Систему електроживлення;
- Бортове обладнання керування БПЛА.

Планер складається з:

- Обтікача;
- Носової частини фюзеляжу з моторамою;
- Хвостової частини фюзеляжу з кілем;

- Лівої консолі крила;
- Правої консолі крилі;
- Стабілізатора;
- Рульових тяг, гвинтів та болтів кріплення;
- Колісного шасі (у варіанті для аеродромного базування, можливе також встановлення парашутної системи, та амортизуючи стійок для парашутної посадки - опціонально).

Силова установка має в своєму складі:

- Повітряний гвинт;
- Одноциліндровий двотактний двигун внутрішнього згоряння ВТ-64А;
- Магнето-електронну систему запалювання;
- Болти кріплення повітряного гвинта та кок.

Система електроживлення БПЛА має у складі нікель-кадмієві, чи літій-полімерні акумуляторні батареї. Бортове обладнання керування має у складі:

- Приймач ручного керування з антеною;
- Виконавчі органи (рульові машинки).

Особливості конструкції. При розроблені БПЛА велику увагу було приділено злітно-посадковим характеристикам, оскільки основна частина аварій БПЛА відбувається саме на режимі посадки, як при парашутному способі, так і при посадці на колісне шасі. Альтернативні способи посадки є більш безпечними, однак вимагають використання спеціального посадочного прилаштування, яке є вельми громіздким.

Виходячи із статистики аварійних ситуацій з БПЛА різних типів при аеродромній посадці на колісне шасі, можна дійти висновку, що при зростанні швидкості посадки, значно зростає аварійність. Тому однією з основних задач при проектуванні, було отримання низької злітно-посадкової швидкості для апаратів такого класу, що було досягнуто шляхом ефективного вагового проектування. У той же час вирішено було відмовитися від механізації крила, оскільки використання механізації збільшує масу, зменшує міцність крила, та надійність БПЛА в цілому, вимагає встановлення додаткових органів керування, та збільшує енергоспоживання.

На БПЛА ФАКС-1 було використано спеціально розроблений для нього профіль, характеристики якого було досліджено при числах Рейнольдса, що відповідають злітно-посадковій швидкості БПЛА. Профіль має пологі зривні характеристики, що зменшує вірогідність аварії через попадання у режим звалювання.

БПЛА має транспортний відсік, з габаритами 885x270x195мм., який дозволяє встановлювати різноманітне цільове навантаження масою до 5 кг. В тому числі, при необхідності можливе встановлення парашутної системи.

При дослідженні польотних режимів, було встановлено, що при заданій площі крила, використання крила з великим видовженням, що поліпшує аеродинамічні характеристики крейсерського польоту, сильно збільшує габаритні характеристики БПЛА, що ускладнює його транспортування, а також призводить до різкого падіння злітно-посадкових характеристик, оскільки зліт та посадка відбуваються при критично малих числах Рейнольдса ($< 200\ 000$), через малу хорду крила. Тому було використано крило середнього видовження, що дозволило довести число Рейнольдса на режимі посадки до 400 000.

БПЛА виготовлено за модельною технологією із широким використанням матеріалів з великою питомою міцністю, що дозволило зменшити вагу конструкції. Однією з головних особливостей даного безпілотного літального апарату є роз'ємна конструкція фюзеляжу. В останній час набули популярності схеми БПЛА з хвостовою балкою, чи двома балками круглого перерізу. Однак така схема неоптимальна з точки зору вагового проектування, оскільки навантаження на балку вертикальній площині суттєво перевищують навантаження у горизонтальній. У БПЛА ФАКС-1 хвостова частина фюзеляжу має набірну конструкцію. Вузол стикування забезпечує надійне кріплення і дозволяє використовувати БПЛА на перевантаженнях до 4g.

Колісне шасі забезпечує високу стійкість літака при розбігу та пробігу, високу проходимість і дозволяє експлуатувати літак навіть із непідготовлених ґрунтових площадок.

Конструкція вантажного відсіку БПЛА дозволяє окрім внутрішнього цільового навантаження розміщати навантаження на зовнішній підвісці, наприклад ракети із зондами, сигнальні маячки та ін. Окрім того можливе встановлення відеокамери чи цифрового фотоапарату для зйомки поверхні землі.

Встановлений розподільувач живлення дозволяє перемикатися на резервні акумуляторні батареї, у випадку вичерпання енергії основних, що забезпечує безпечне повернення БПЛА до місця базування і посадки.

Льотні випробування дослідного зразку підтвердили високі характеристики БПЛА, простоту виконання на ньому злітно-посадкових режимів та надійність конструкції.

В даний момент розглядається можливість та доцільність створення даного БПЛА за композитною технологією, що дозволить зменшити масу планера, при цьому збільшивши надійність та строк служби. Це дозволить суттєво збільшити масу цільового навантаження, та поліпшити аеродинамічні характеристики, завдяки створенню жорсткої обшивки крила.

Габаритні характеристики БПЛА у польотному положенні

Розмах крила, м.	3.4
Довжина, м.	2.9
Висота, м.	1.1

Тактико – технічні характеристики

Цільове навантаження, кг	5
Тривалість польоту при цільовому навантаженні 5 кг., год	2
Радіус дії при цільовому навантаженні 5 кг, км	100
Діапазон висот використання БПЛА, над	0...5000

рівнем моря, м	
Діапазон швидкостей польоту, км/год	35-120
Повітряна швидкість, крейсерська, км/год	100
Стартова маса, максимальна, кг	25
Спосіб старту БПЛА	Як літак, з підготовленої площадки
Спосіб посадки	Як літак, на колісне шасі
Потрібні розміри стартової (посадочної) площадки, м	25x10
Час розгортання БПЛА із транспортного положення у польотне, хв	10

Практична масова свідка

Обладнання	Складові частини	Маса, кг	Склад
Літак і двигун	Планер	11	Ліва консоль крила
			Права консоль крила
			Носова частина фюзеляжу з мотором
			Хвостова частина фюзеляжу з кілем
			Стабілізатор
			Кріплення
	Силова установка	2.6	Повітряний гвинт
			Двигун
			Магнето-електронна система запалювання
	Енергоносії	4	Паливний бак
Система електроживлення	Система електроживлення	0.25	Акумуляторні батареї
			Розподільвач живлення
Бортове обладнання	Бортове обладнання керування	0.15	Приймач з антенною
	Цільове навантаження	5 кг	Рульові машинки
Всього		25	

Графологічний метод оптимізації складних технічних систем.

Д.В. Житнюк

Національний технічний університет України
„Київський політехнічний інститут”, Київ, Україна

The graphology method of complex technical systems parameter optimization

D. Zitniuk

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Метод дозволяє оптимізувати конструкцію, що не має реального втілення, обрати оптимальну конструкцію з кількох агрегатів по їх блочним, конструктивним чи функціональним схемам.

Послідовність розв'язання задачі:

- будується граф-модель конструкції, чи схема вузла, з застосуванням логіки взаємодії складових елементів, що обробляється методами алгебри логіки;
- проводиться відбракування лишніх елементів функції яких виконуються через інші елементи;
- виявляються оптимальні структури схем.

Практично будь-яку конструкцію (схему) можна представити логічною моделлю в якій враховуються зв'язки між окремими блок-схемами, елементами, вузлами та їх взаємний вплив в процесі функціонування. Модель будується так, щоб явно можна було прослідкувати вхідні, вихідні та проміжні вузли. Як приклад можна розглянути електричну схему керуючої системи. Структура цієї схеми (рис. 1.) стане вихідною для побудови логічної схеми.

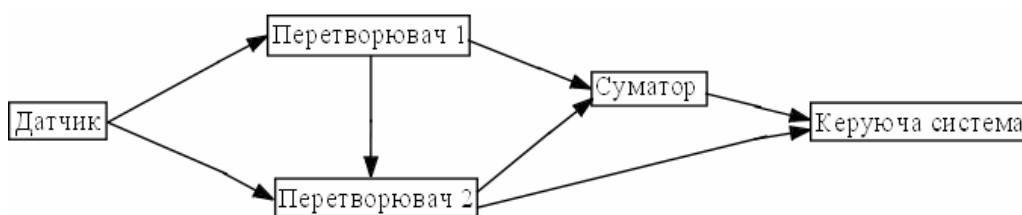


Рис. 1. Структура керуючої системи

Логічна схема керуючої системи приведена на рис. 2

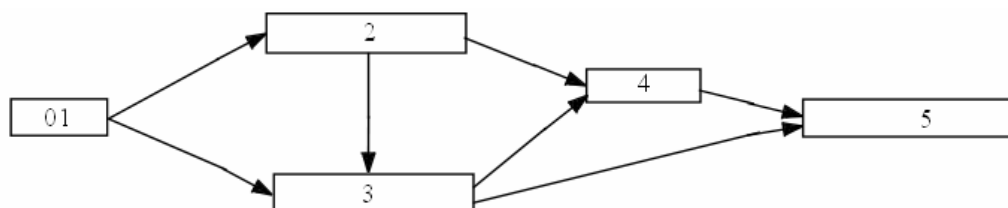


Рис. 2. Логічна схема керуючої системи: 01 – вхідний вузол; 2,3,4 – проміжні вузли; 5 – вихідний вузол

За логічною схемою будується графологічна модель, вона представлена на рис. 3.

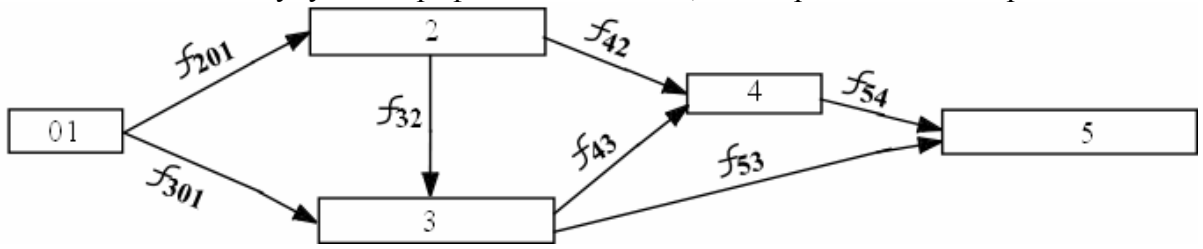


Рис. 3. Графологічна модель керуючої системи

На рис. 3. стрілками зображено вплив (силовий, функціональний чи будь-який інший) одного вузла на інший. Складаємо рівняння, що являє собою структуру логічних добутків всіх можливих шляхів від вхідного вузла до вихідного:

$$P_{01} = f_{201}f_{42}f_{54} + f_{201}f_{32}f_{43}f_{54} + f_{201}f_{32}f_{53} + f_{301}f_{53} + f_{301}f_{43}f_{54}$$

Добутки в рівнянні позначимо відповідно так:

$$\begin{aligned} f_{01} &= f_{201}f_{42}f_{54} \\ f_{02} &= f_{201}f_{32}f_{43}f_{54} \\ f_{03} &= f_{201}f_{32}f_{53} \\ f_{04} &= f_{301}f_{42}f_{53} \\ f_{05} &= f_{301}f_{43}f_{54} \end{aligned}$$

В добутках виділяються попарно вирізняємі зв'язки між блоками, наприклад пару $f_{201}f_{42}$ (позначення $e(f_{201}f_{42})$) можна прослідити лише в першому добутку. Тоді відповідне значення буде мати наступний вигляд:

$$e_1(f_{201}f_{42}) = f_{201}f_{42}f_{54} = f_{01}$$

Аналогічно розписуються всі пари зв'язків один з одним, в результаті чого записуються наступні попарно вирізняємі зв'язки:

$$\begin{aligned} e_1(f_{201}f_{42}) &= f_{201}f_{42}f_{54} = f_{01} \\ e_2(f_{201}f_{54}) &= f_{201}f_{42}f_{54} + f_{201}f_{32}f_{43}f_{54} = f_{01} + f_{02} \\ e_3(f_{42}f_{54}) &= f_{201}f_{42}f_{54} = f_{01} \\ e_4(f_{201}f_{32}) &= f_{201}f_{32}f_{43}f_{54} + f_{201}f_{32}f_{53} = f_{02} + f_{03} \\ e_5(f_{201}f_{43}) &= f_{201}f_{32}f_{54} = f_{02} \\ e_6(f_{201}f_{53}) &= f_{201}f_{32}f_{53} = f_{03} \\ e_7(f_{301}f_{53}) &= f_{301}f_{53} = f_{04} \\ e_8(f_{301}f_{43}) &= f_{301}f_{43}f_{54} = f_{05} \\ e_9(f_{301}f_{54}) &= f_{301}f_{43}f_{54} = f_{05} \\ e_{10}(f_{201}f_{301}) &= 0 \end{aligned}$$

$$e_{11}(f_{42}f_{32}) = 0$$

$$e_{12}(f_{42}f_{43}) = 0$$

$$e_{13}(f_{54}f_{53}) = 0$$

$$e_{14}(f_{32}f_{301}) = 0$$

$$e_{15}(f_{43}f_{53}) = 0$$

Бачимо, що $e_{10} - e_{15}$ жодного разу не зустрічаються в добутках $f_{01} - f_{05}$, тобто вони єдині. Зв'язки, що відповідають цим функціям необхідно обов'язково залишити в логічній схемі. Функції, які можливо попарно виразити через інші функції, можна виключити зі схеми.

Тоді в нашому прикладі з граф моделі можна виключити блоки 2 та 4, оскільки зв'язки між входом (блок 01) та виходом (блок 5) можна найкращим чином прослідкувати через блок 3. Тоді покращена граф модель матиме вигляд:



Рис. 4. Покращена граф модель

По оптимальній граф моделі будується оптимальна логічна схема:

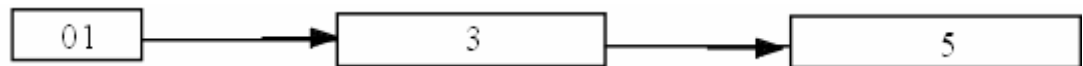


Рис. 5. Оптимальна логічна схема

По оптимальній логічній схемі відтворюється більш досконалий вид конструкції, яку можна реалізувати на практиці.

Розглянутий в роботі графологічний метод дозволяє наочно проводити оптимізацію конструкції, що не має реального втілення. Недоліком цього методу є відсутність алгоритмів для прискореного проведення досліджень за допомогою обчислювальних машин.

Аналіз надійності літальних апаратів в сучасних умовах

О.М. Нечипоренко, О.В. Козир

Національний технічний університет України
„Київський політехнічний інститут”, Київ, Україна

The analysis of aircraft reliability at present

E. Nechiporenko, A. Kozyr

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

При неперервно зростаючій інтенсивності авіаційних польотів зростають вимоги до систем, які визначають надійність літальних апаратів (ЛА), а також мінімізують матеріальні і трудові витрати в сфері експлуатації технічного стану ЛА (літаків, вертольотів тощо).

Відомо, що завдання аналізу надійності та його обсяг залежить від стадій життєвого циклу об'єкта або системи, який включає етапи розробки технічного завдання, ескізного та технічного проектів, виробництва і експлуатації.

Мета роботи – визначити особливості аналізу надійності ЛА і запропонувати найбільш придатний метод аналізу в сучасних умовах.

Новизна результатів дослідження: запропоновано використовувати при якісному аналізі надійності *ітеративний метод*; при кількісному аналізі показників надійності ЛА – *імовірнісно-фізичний метод аналізу на основі математичних моделей процесів деградації у вигляді Марковських процесів*.

Як і багато інших технічних об'єктів, ЛА мають у своєму складі складні системи та комплекси технічних засобів. Тому багато питань теорії і практики надійності ЛА можуть розглядатися як загальнотехнічні. Разом з тим специфіка ЛА вимагає в ряді випадків особливого підходу і спеціальних методів аналізу і підвищення надійності.

До **особливостей** ЛА варто віднести насамперед те, що вони є *складними* технічними об'єктами, що функціонально об'єднують елементи і складні системи, які оснащуються різноманітними апаратними та програмними засобами і утворюють апаратно-програмні комплекси (АПК). Сучасні АПК – це сукупність технічних засобів, алгоритмів керування, методів і засобів інформаційного і програмного забезпечення, об'єднаних для виконання задач функціонування. В свою чергу технічні засоби містять у собі крім пристроїв, механізмів, приладів та будь-яких їх елементів і частин, складні комплекси вимірювальної, інформаційно-обчислювальної техніки, засобів зв'язку, автоматики, відображення, реєстрації й архівації інформації, допоміжної і основної апаратури, що забезпечують їх функціонування.

Безумовно, не всі відмови апаратури є неминучими, кожна з них має свою причину чи групу причин. Якщо причини відомі, на них можна впливати з метою попередження відмови. Але основною особливістю ЛА є те, що відомості про процеси, які відбуваються в них, не завжди виявляються

достатніми. Щоб такі відомості одержати, систематизувати і врахувати при проектуванні і виробництві, необхідні чималий час і чималі засоби, якими розробники часто не володіють. Наслідком цього є *непрогнозованість* деяких аварійних ситуацій, *випадковий* характер появи відмов в апаратурі ЛА.

Багато технічних об'єктів старіють морально раніше, ніж фізично. Тому найчастіше проектувальники замість удосконалення вже створених елементів і систем розробляють нові. Виходячи з досвіду попередньої роботи вони виключають одні помилки, але замість них з'являються інші, які викликані розходженням теорії і практики, недостатнім врахуванням умов експлуатації. Особливістю авіаційної техніки можна вважати значне *розширення діапазону умов експлуатації* ЛА. У залежності від призначення, території застосування і пори року вони працюють в умовах високої чи низької температури навколишнього середовища, при підвищеному чи зниженому тиску, високої чи низької вологості, при великих механічних навантаженнях вібраційного й ударного типів, в умовах дії підвищеної радіації, агресивних середовищ, негативних біологічних факторів.

Ненадійність авіаційної техніки обертається великими *економічними втратами*. Вартість експлуатації багатьох ЛА перевищує їхню покупну вартість. Проблема надійності ЛА здобуває особливе значення через велику значимість виконуваних ними функцій і високу ціну відмови: навіть при досить рідких випадках раптова відмова одного з основних елементів або систем ЛА в повітряному просторі може викликати *загибель людей і серйозні екологічні наслідки*. Крім того, підвищення надійності ЛА має економічні аспекти: навіть при досить рідких відмовах ЛА збиток, викликаний відмовою елемента або системи ЛА чи їх неправильним спрацюванням, часто перевищує вигоду, яку отримують в періоди їх працездатного стану. Наприклад, збиток, викликаний падінням ЛА, може в сотні й тисячі разів перевищити вартість самого ЛА і складати млн. доларів.

Особливістю ЛА є також те, що не всі відмови елементів і систем виявляються явно і часто не можуть бути виявлені візуально. Щоб виявляти такі відмови, необхідно створювати спеціальні *засоби контролю і діагностування*, які дозволяють вчасно передбачити частину відмов, що випадково проявляються, і, як наслідок, запобігти їх появі, що значно підвищує рівень надійності ЛА. Для того щоб технічні засоби відтворювали алгоритми функціонування так, як це було передбачено розробниками при проектуванні, апаратура повинна бути досить надійною, пристосованою до своєчасного виявлення й усунення відмов. Від того, наскільки в ЛА вдалося виключити відмови або зменшити їхню кількість та ймовірність появи, чи усунути або зменшити їхній вплив на процес функціонування ЛА, залежить не тільки їх якість, але і безпека експлуатації. Це може бути гарантовано **системою забезпечення надійності (СЗН)** ЛА, яка повинна попереджати й усувати аварійні ситуації і сама не повинна провокувати негативні процеси в технічних системах та комплексах ЛА. Тому задача *розробки та впровадження системи забезпечення високої надійності* стає однією з

ключових задач теорії і практики проектування, виробництва й експлуатації ЛА.

Основний обсяг роботи щодо аналізу надійності ЛА повинен проводитися на етапі *експлуатації* [1].

При аналізі надійності на стадії експлуатації та обслуговування повинні виконуватися такі основні види робіт:

- аналіз наявності та повноти програми забезпечення надійності;
- аналіз повноти експлуатаційних документів;
- **аналіз дотримання правил і режимів експлуатації ЛА;**
- аналіз дотримання правил безпеки;
- **аналіз організації системи збирання інформації про надійність ЛА;**
- аналіз системи технічного обслуговування та ремонту;
- аналіз достатності запасних частин для ремонту (відновлення працездатності) елементів ЛА, так званого ЗІП;
- аналіз функціонування засобів автоматизованого контролю та технічної документації;
- аналіз ефективності досліджень причин відмов відремонтованих об'єктів;
- аналіз методики навчання персоналу правилам забезпечення надійності під час проведення ремонту.

Кількісні методи аналізу надійності ЛА на етапі експлуатації ґрунтуються на аналізі умов експлуатації, причин та механізмів відмов при експлуатації ЛА, стратегій технічного обслуговування та ремонту тощо.

Для аналізу дотримання правил і режимів експлуатації, а також для організації системи збирання інформації про надійність ЛА, складових частин і комплектуючих елементів, в докладі пропонується розробити і впровадити на кожний ЛА комплексну автоматичну систему аналізу та контролю надійності його складових і елементів (систему забезпечення надійності СНЗ) при впливі на ЛА фізичних величин навколишнього середовища (температури, атмосферного тиску, вологості, вібрації тощо), які будуть включати первинні вимірювальні перетворювачі (датчики) тиску, температури, вологості; вібрації тощо, систему автоматичного зняття показань цих перетворювачів в моменти відмов тих чи інших елементів ЛА, а також систему статистичного аналізу і обробки отриманої інформації сучасними методами математичної статистики. Так як найбільший вплив на показники надійності має дія температури та вібрації при вході в зону турбулентності, розпочати розробку і проектування такої системи для цих фізичних величин.

Виконанню кількісного аналізу надійності складної технічної системи (об'єкту) передуює якісний аналіз відмов або нормального стану, який при експлуатації об'єкту може бути здійснений будь-яким з двох методів [2]:

- дедуктивний (зверху вниз) – аналіз діагностичного дерева відмов;
- індуктивний (знизу вверху) – аналіз характеру та наслідків відмов;

Розглянемо детальніше вищезазначені методи якісного аналізу безвідмовності.

Дедуктивний аналіз. Суть дедуктивного методу зводиться до необхідності послідовного переходу від найвищого рівня (наприклад, системи чи підсистеми) до нижчих рівнів для визначення відхилень у роботі системи. Дедуктивний метод орієнтований на події і використовується для визначення відмов декількох елементів (одночасно або послідовно), наявності типових несправностей зі спільною причиною. Це особливо важливо при відмовах, які виникають від сприяння умов експлуатації,

наприклад, при спільному впливі на надійність всіх систем ЛА температури навколишнього середовища.

Індуктивний аналіз. Суть індуктивного методу аналізу зводиться до визначення видів несправностей на рівні елементів, коли вплив типу несправності на роботу системи в цілому переноситься на наступний, вищий рівень системи. Цей метод дає змогу точно визначити однотипні види несправностей. Найпоширенішим індуктивним методом аналізу надійності є метод аналізу характеру та наслідків відмов. Кількісні оцінки імовірності відмов розраховують безпосередньо на основі прогнозування безвідмовності.

Порівняльний детальний аналіз методів кількісного аналізу показників надійності (аналіз характеру та наслідків відмов, аналіз діагностичного дерева відмов, аналіз блок-схеми надійності, прогнозування надійності за кількістю елементів (лямбда-метод), Марковський аналіз, імовірісно-фізичний метод) показав, що на стадії експлуатації найкращим виявляється той метод, який дає змогу визначити практично весь спектр показників безвідмовності, довговічності, готовності та ремонтпридатності; найповніше використовує статистичну інформацію як про відмови, так і про фізичні процеси, що спричиняють відмови і несправності, дає змогу прогнозувати показники надійності ЛА, яка має надмірність і ненадмірність, з відновлюваними або не відновлюваними компонентами; оцінити необхідні показники надійності (повну характеристику – закон розподілу) компонентів (деталей, елементів тощо) на основі доступної інформації. Ці переваги має **імовірісно-фізичний метод** аналізу надійності [3]. Однак, слід зауважити, що цей метод аналізу має недоліки: не дає опису невірних або неочікуваних наслідків, якщо фахівець у галузі аналізу не вживе спеціальних заходів і не враховує приробіток (припрацювання).

В **імовірісно-фізичних моделях** відмов схеми формалізації розподілу відмов на підставі аналізу випадкових процесів деградації ґрунтуються на дослідженнях кінетики фізичних процесів деградації об'єкта та спричиняють двопараметричні розподіли – імовірісно-фізичні моделі відмов. Імовірісно-фізичні моделі відмов — це моделі, які встановлюють зв'язок імовірності появи відмови (показників надійності) з характеристиками фізичних процесів деградації, що спричиняють відмову. Їх отримують на підставі аналізу фізичних процесів деградації, які відбуваються в об'єкті і спричиняють виникнення відмов. Найбільш розповсюджені моделі випадкових фізичних процесів деградації, які пропонується використовувати при аналізі надійності ЛА: а) віяловий процес (α -розподіл); б) марковський монотонний процес (DM-розподіл); в) марковський немонотонний процес (DN розподіл).

Наведені моделі у кінцевому підсумку впливають на середню швидкість фізичних процесів деградації в ЛА (втоми, зношування, корозії, старіння тощо). Усі зовнішні чинники, які визначають надійність та пов'язані з конструкцією, властивостями використовуваних матеріалів, технологією виготовлення, рівнем виробництва й експлуатації, процесів деградації і розсіяння реалізацій, не змінюють схеми формалізації і типу розподілу. Тип же розподілу у схемі формалізації, яка розглядається, визначається характером фізичного процесу деградації, зокрема, детермінованим, монотонним чи немонотонним видом його реалізацій.

Визначальним параметром при аналізі надійності ЛА було розглянуто температуру навколишнього середовища. Схема побудови закону розподілу відмов для віялового випадкового процесу: швидкість змінювання визначального параметра (нахил реалізацій) має апріорі відомий розподіл. Тоді на підставі правила отримання закону розподілу функції випадкового аргументу визначають розподіл наробітку до досягнення границі області працездатності. Якщо швидкість змінювання визначального параметра описується нормальним розподілом, то (за схемою Кептейна) отримують α -розподіл наробітку до відмови.

Параметри α -розподілу мають таку інтерпретацію:

- параметр масштабу в дорівнює величині, зворотній середній швидкості змінювання визначального параметра (нормований на граничне значення), помноженої на коефіцієнт варіації цієї швидкості;
- параметр форми β дорівнює зворотній величині коефіцієнта варіації швидкості змінювання визначального параметра.

Схема математичної формалізації закону розподілу відмов полягає у наступному. Обидві моделі подаються однорідним марковським процесом дифузійного типу. Визначення розподілу наробітку до першої відмови об'єктів у такому випадку зводиться до вирішування завдання першого досягнення процесом границі ділянки (граничного рівня) і пов'язано з рішенням рівняння дифузії (Фоккера-Планка-Колмогорова), яке є диференціальним рівнянням у частинних похідних та потребує встановлення граничних умов залежно від виду реалізацій процесу. Якщо реалізації процесу являють собою монотонні криві, то під час визначення аналітичного виразу для закону розподілу часу досягнення граничного рівня береться фундаментальне рішення (без встановлення граничних умов) рівняння дифузії. У випадку, коли реалізації процесу являють собою немонотонні криві, використовують рішення рівняння дифузії з верхнім поминальним екраном. Таким чином, залежно від виду реалізації процесу деградації (монотонного чи немонотонного характеру) отримують відповідно дифузійний монотонний чи дифузійний немонотонний розподіл наробітку до відмови.

Параметри двопараметричних дифузійних розподілів мають таку фізичну інтерпретацію:

- параметр масштабу μ дорівнює величині, зворотній середній швидкості змінювання визначального параметра (нормованого на граничне значення);
- параметр форми ν дорівнює коефіцієнту варіації швидкості змінювання визначального параметра.

Якщо фізичний процес деградації об'єкта описується випадковим віяловим процесом то розподіл відмов буде апроксимуватися α -розподілом. Віяловий процес являє собою ідеалізацію процесів у вигляді детермінованих реалізацій, що мають випадковий нахил (швидкість змінювання визначального параметра). Ця обставина засвідчує про те, що характеристики процесу деградації повністю визначаються початковим станом (якістю вироблення зразків) і не залежать від механо-фізико-механічних процесів деградації, які відбуваються в ЛА.

Властивості α -розподілу:

- 1) α -розподіл має позитивну асиметрію, помітно збільшену у порівнянні з іншими розподілами, які розглядаються;
- 2) α -розподілу має медіану розподілу за $t = \beta / \alpha$;
- 3) інтенсивність відмов α -розподілу має немонотонний характер, в асимптотиці ($t \rightarrow \infty$) прямує до нуля;
- 4) параметри α -розподілу як імовірісно-фізичної моделі мають фізичну інтерпретацію і можуть бути оцінені як на підставі статистики відмов, так і на

підставі аналізу фізичних процесів, які спричиняють відмови, а також на підставі сумісного використання статистичної інформації обох згаданих типів.

Максимально правдоподібні оцінки параметрів α -розподілу у випадку повної вибірки розраховують за формулами

$$\hat{\beta} = \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N t_i^{-2} - \frac{1}{N^2} \left(\sum_{i=1}^N t_i^{-1} \right)^2 \right]^{-1/2}$$

$$\hat{\alpha} = \left[\left(N \sum_{i=1}^N t_i^{-2} \right) / \left(\sum_{i=1}^N t_i^{-1} \right)^2 - 1 \right]^{-1/2}$$

де N – кількість досліджуваних об'єктів; t_i – наробіток до відмови i -го об'єкта; $\hat{\alpha}$, $\hat{\beta}$ – статистичні оцінки параметрів α -розподілу.

Моментні оцінки параметрів розраховують за наступними формулами:

$$\hat{\beta} = 2D \left[\frac{S}{2D} (S + \sqrt{S^2 + 28D}) - 1 \right]^{3/2} \quad (12)$$

$$\hat{\alpha} = \left[\frac{S}{2D} (S + \sqrt{S^2 + 28D}) - 1 \right]^{1/2} \quad (13)$$

де S – середнє квадратичне відхилення; D – дисперсія наробітку до відмови.

Оцінки параметрів на підставі вимірювання характеристик процесу деградації (змінювання визначального параметра) розраховують за наступними формулами:

$$\bar{\beta} = \frac{(Xrp - X_0)}{q * \bar{V}_q} \quad (14)$$

$$\bar{\alpha} = 1 / \bar{V}_q \quad (15)$$

$$\bar{q} = (\bar{x}_2 - \bar{x}_1) / (t_2 - t_1) \quad (16)$$

$$\bar{V}_q = \frac{1}{2} \left\{ \frac{1}{\bar{x}_1} \left[\frac{\sum_{i=1}^N (x_{1i} - \bar{x}_1)}{N-1} \right]^{1/2} + \frac{1}{\bar{x}_2} \left[\frac{\sum_{i=1}^N (x_{2i} - \bar{x}_2)}{N-1} \right]^{1/2} \right\} \quad (17)$$

де $\tilde{x}_1 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_{1i}$, $\tilde{x}_2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_{2i}$ – середні значення визначального параметра на момент першого та другого вимірів відповідно ($t_2 \gg t_1$).

Якщо фізичний процес деградації описується випадковим процесом з монотонними (незворотними) реалізаціями, то розподіл відмов найкраще апроксимується дифузійним монотонним розподілом (**DM-розподіл**). Незворотний характер мають процеси руйнування у разі втоми, механічного зношування, корозії та старіння, тобто процеси, притаманні ЛА, як об'єкту вцілому, так і приладам, системам і комплексам літальних апаратів.

Характеристика DM- розподілу	Розрахункова формула
Густина розподілу відмов	$f(t) = \frac{(t + \mu)}{2vt\sqrt{2\pi\mu t}} \exp\left[-\frac{(t - \mu)^2}{2v^2\mu t}\right]$
Модель відмов (функція розподілу)	$F(t) = DM(t; \mu; v) = \Phi\left(\frac{t - \mu}{v\sqrt{\mu t}}\right)$
Модель надійності (імовірність безвідмовної роботи)	$R(t) = \Phi\left(\frac{\mu - t}{v\sqrt{\mu t}}\right)$
Математичне очікування	$M(t) = \mu(1 + v^2 / 2)$
Дисперсія	$D(t) = \mu^2 v^2 (1 + 5v^2 / 4)$
Коефіцієнт варіації	$V(t) = v(4 + 5v^2)^{1/2} / (2 + v^2)$
Коефіцієнт асиметрії	$A_s = 4v(6 + 11v^2) / (4 + 5v^2)^{3/2}$
Коефіцієнт ексцесу	$E_k = 6v^2(40 + 93v^2) / (4 + 5v^2)^2$

Властивості DM-розподілу:

- 1) DM-розподіл має позитивну асиметрію. Незважаючи на помітно асиметричний вид(за значень параметра форми чи коефіцієнта варіації розподілу більше 0,3), DM-розподіл асимптотично (за $v^2 \rightarrow 0$) збігається до нормального розподілу. Це засвідчує про універсальність характеру цього розподілу;
- 2) DM- розподіл має медіану розподілу за $t = \mu$;
- 3) інтенсивність відмов DM- розподілу має немонотонний характер, в асимптотиці (за $t \rightarrow \infty$) прямує до константи, яка дорівнює $(2v^2\mu)^{-1}$;
- 4) випадкова величина, обернена DM-розподіленій величині ($x = 1/t$) також описується DM-розподілом виду $DM(x; \frac{1}{\mu}; v)$;
- 5) параметри DM-розподілу можуть бути оцінені як на підставі статистики відмов, так і на підставі аналізу фізичних процесів деградації, які спричиняють відмови, а також на підставі сумісного використання статистичної інформації обох згаданих типів;
- 6) параметр форми DM-розподілу практично збігається з коефіцієнтом варіації розподілу відмов.

Оцінки параметрів DM- розподілу.

Максимально правдоподібні оцінки параметрів у випадку повної вибірки розраховують за формулами:

$$\hat{\mu} = G + Q - (Q^2 - SG + G^2)^{1/2} \quad (18)$$

$$\hat{\nu} = (\hat{\mu} / G + S / \hat{\mu} - 2)^{1/2} \quad (19)$$

Моментні оцінки параметрів розраховують за формулами:

$$\check{\mu} = \frac{1}{3} \left[4S - (S^2 + 3D)^{1/2} \right]$$

$$\check{\nu} = \left[\frac{2(\sqrt{S^2 + 3D} - S)}{4S - \sqrt{S^2 + 3D}} \right]^{1/2}$$

Оцінки параметрів на підставі вимірювання характеристик процесу деградації визначального параметра) розраховують за формулами:

$$\tilde{\mu} = (x_{rp} - x_0) / \tilde{q}$$

$$\tilde{\nu} = \tilde{V}_q$$

Якщо фізичний процес деградації описується випадковим процесом з немонотонними реалізаціями, то розподіл відмов буде апроксимуватися дифузійним немонотонним розподілом або **DN-розподілом**.

Основні характеристики DN-розподілу.

Характеристика DN-розподілу	Розрахункова формула
Густина розподілу відмов	$f(t) = \frac{\sqrt{\mu}}{vt\sqrt{2t\pi}} \exp \left[-\frac{(t-\mu)^2}{2\nu^2\mu t} \right]$
Модель відмов (функція розподілу)	$F(t) = DN(t, \mu, \nu) = \Phi \left(\frac{t-\mu}{\nu\sqrt{\mu t}} \right) + e^{2\nu^{-2}} * \Phi \left(-\frac{t+\mu}{\nu\sqrt{\mu t}} \right)$
Модель надійності (імовірність безвідмовної роботи)	$R(t) = \left(\frac{\mu-t}{\nu\sqrt{\mu t}} \right) - e^{2\nu^{-2}} * \Phi \left(-\frac{t+\mu}{\nu\sqrt{\mu t}} \right)$
Математичне очікування	$M(t) = \mu$
Дисперсія	$D(t) = \mu^2 \nu^2$
Коефіцієнт варіації	$V(t) = \nu$
Коефіцієнт асиметрії	$A_s = 3\nu$
Коефіцієнт ексцесу	$E_k = 15\nu^2$

Властивості DN-розподілу:

- 1) Розподіл має позитивну асиметрію. Незважаючи на помітно асиметричний вид (зазначень параметра форми чи коефіцієнта

варіації розподілу більше 0.3), DN-розподіл асимптотично збігається до нормального розподілу. Це свідчить про універсальний характер цього розподілу;

- 2) Інтенсивність відмов DN- розподілу має немонотонний характер, в асимптотичній межі прямує до константи (кінцевої межі), яка дорівнює $(2\mu^2\nu)^{-1}$;
- 3) Параметри DN-розподілу можуть бути оцінені як на підставі статистики відмов, так і на підставі аналізу фізичних процесів деградації, які спричиняють відмови, а також на підставі сумісного використання статистичної інформації обох згаданих типів;
- 4) сума p випадкових величин, які підпорядковуються DN-розподілу $DN(t, \mu, \nu)$ виду описується також DN-розподілу виду $DN(t, \eta\mu, \nu / \sqrt{n})$;
- 5) вибіркове $S = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^b t_i$ випадкової величини t DN- розподілом виду $DN(t, \mu, \nu)$ також описується DN- розподілом виду $DN(t, \mu, \nu / \sqrt{n})$;
- 6) DN- розподіл володіє властивістю операції згортання розподілів.

Максимально правдоподібні оцінки параметрів у випадку повної вибірки розраховують за формулами:

$$\hat{\mu} = S$$

$$\hat{\nu} = (S / G - 1)^{1/2}$$

Моментні оцінки параметрів розраховують за формулами:

$$\hat{\mu} = S \tag{1}$$

$$\hat{\nu} = \sqrt{D} / S \tag{2}$$

Оцінки параметрів на підставі вимірювання характеристик процесу деградації (змінювання визначального параметра) аналогічні оцінкам параметрів DM-розподілу (1), (2).

Оцінка надійності ЛА за допомогою однієї з описаних вище моделей добавляє більш достовірний характер аналізу показників надійності, одночасно робить його і однозначним, оскільки зводить оцінку надійності надалі до одного узагальненого розподілу. Це в значній мірі полегшує порівняння по надійності різних типів ЛА. Таке порівняння тим більше зручно, що самі формули визначення показників надійності враховують одночасно і раптові, і поступові відмови. Крім того, представляється можливість наглядного графічного визначення показників надійності.

Висновки:

а) при аналізі показників надійності ЛА найважливішим із всіх етапів життєвого циклу ЛА є стадія експлуатації;

б) пропонується використовувати при якісному аналізі надійності на стадії введення в експлуатацію, експлуатації та ремонті транспортного засобу ітеративний метод – коли дедуктивний та індуктивний метод доповнюють один одного [4];

в) при кількісному аналізі показників надійності ЛА найкраще використовувати імовірно-фізичний метод аналізу (математичні моделі процесів деградації у вигляді Марковських процесів).

Список литературы.

1. Канарчук В.Є., Полянський С.К., Дмитрієв М.М. Надійність машин. – К.: Либідь, 2003. – 424 с.
2. Ицкович А.А. Надежность летательных аппаратов и авиадвигателей. Московский институт инженеров гражданской авиации. – М.: МНИИГА, 1990. – 104 с.
3. ДСТУ 3433-96 Надійність техніки. Моделі відмов.
4. Нечипоренко О.М. Аналіз надійності технічних систем транспортних засобів міського господарства // Матеріали науково-практичної конференції з міжнародною участю (14.03.2008) «Європейські орієнтири муніципального управління» Секція 4. «Удосконалення управління муніципальним господарством» / За заг. ред. В.К.Присяжнюка, В.Д.Бакуменка, Т.В.Іванової. – К.: Видавничо-поліграфічний центр Академії муніципального управління, у 2-х частинах. Ч.2, 2008. – С. 205-217.

УДК 621.7.022.6

Півищення економічності двигунів для надлегких літальних апаратів

О.В.Малюкін, В.В.Піддубний, В.О.Піддубний

Національний технічний університет України

„Київський політехнічний інститут”, Київ, Україна

Increased engine efficiency for ultralight airplanes.
O.V.Malyukin, V.V.Piddubny, V.O.Piddubny
National Technical University of Ukraine "KPI",

Для обробки сільськогосподарських угідь, транспортування невеликих за розміром та вагою вантажів, індивідуального перевезення пасажирів та інше все частіше використовуються надлегкі літальні апарати (НЛА). Це - надлегкі літаки та мотодельтаплани зарубіжного та вітчизняного виробництва. Найчастіше вони обладнуються малопотужними авіаційними або автомобільними двигунами та мінімальним комплектом контрольно-вимірювальних пристроїв. До них відносяться малопотужні авіаційні двигуни таких відомих фірм, як BMW, Subaru, Rotax [1,2]. Часто НЛА оснащуються автомобільними двигунами фірм VW, Subaru, ВАЗ та МеМЗ. Економічна ефективність роботи таких двигунів достатньо низька, тому раціональне використання топливно-енергетичних ресурсів – одна з найбільш важливих проблем малої авіації.

Підвищити економічність двигунів внутрішнього згорання (ДВЗ) можна шляхом добавки води до паливної суміші. Перші подібні системи встановлювалися ще на американських тракторах „Форзон” для спалювання низькооктанового керосину. Досліди з подачею води безпосередньо в циліндр двигуна (вприском) в СРСР почалися в 30-і роки минулого століття. Але в ті часи така технологія використовувалася не для зменшення витрат пального, а для усунення явища детонації в циліндрах ДВЗ. Під час Другої Світової Війни, коли ціни на нафту та продукти її переробки були надзвичайно високі, знову згадали про вприск води. Вприск води в таких системах був ручний, що призводило до частих поломок двигунів. Тому, коли нафта знову подешевшала, то від моторів з подачею води безпосередньо в циліндр відмовилися.

Зараз існує три способи, які дозволяють добавляти воду до топливної суміші. Це – створення водо-паливної емульсії, електроліз води та безпосередній вприск води в циліндри двигуна.

Створення водо-паливної суміші може бути здійснене двома варіантами: використанням попередньо приготовленої емульсії та емульгуванням палива з допомогою спеціальних пристроїв безпосередньо перед використання робочої суміші на самому ДВЗ. Використання водо-паливної суміші позитивно впливає на детонаційну стійкість, підвищує октанове число майже на 10 одиниць. Це дозволяє збільшити ступінь стиску а, відповідно, підвищити потужність та економічність двигуна на пальному, що використовується, зменшити вміст шкідливих речовин в відпрацьованих газах. Однак використання водопаливної емульсії проблематично із-за її поганої часової стійкості, що вимагає використання поверхнево-активних речовин (ПАВ). Концентрація ПАВ визначається створенням відкладень та нагару на поверхні поршневої групи та клапанах і лежить в межах одного відсотка в емульсії з співвідношення вода-паливо 1:4 [4]. Безпосереднє емульгування потребує значного ускладнення паливної апаратури. Крім того при проходженні емульсії через бавовняно-паперові фільтри відбувається часткова затримка води, що призводить до порушення стійкості роботи двигуна. Тому використання водопаливної емульсії залишається проблематичним і використовується лише в лабораторних зразках паливних систем.

Використання продуктів електролізу води до останнього часу мало більше теоретичний, чим практичний інтерес, що пов'язано з великими енергетичними витратами при електролізі. Однак з відкриттям резонансного розкладу води в чарунку Мейєра, який дозволяє при малих енергетичних затратах отримати воднево-кисневу суміш (газ Брауна) в достатній для практичного використання кількості, розробка практичних конструкцій систем живлення ведеться достатньо інтенсивно [3].

Реалізація подачі води в циліндри двигуна з технічної точки зору не має особливих складностей. Існує три варіанти вприску води:

1. Використання додаткової парової турбіни. В такій конструкції від контакту води з гарячими вихлопними газами виникає пара, яка обертає турбіну, зв'язану з валом двигуна, і допомагає йому в роботі. Цей варіант розроблюється компанією BMW для використання подібної силової установки на автомобілях свого виробництва.

2. Для двигунів, оснащених турбонаддувом, використовується подача води в систему забору повітря. Це призводить до збільшення кількості стисненого повітря за рахунок його охолодження холодною водою розпиленою в системі а також подачі отриманого вологого повітря (мілкодисперсної води) в камери згоряння ДВЗ.

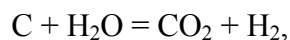
3. Вприск води, який може здійснюватися безпосередньо в циліндри або в всмоктуючий колектор двигуна. Перший варіант вимагає використання форсунок розміщених безпосередньо в камерах згоряння та паливних насосів високого тиску, тобто вимагає доопрацювання ДВЗ та зміни його конструкції. Другий – реалізується технічно просто і не потребує складних переробок [5,6].

Механізми дії води на процеси сумішоутворення та робочий стан двигуна пов'язані в першу чергу з охолодженням робочої суміші та деталей поршневої групи, яке виникає із-за різної теплоти випаровування води та палива (вода - 530 ккал/кг, бензин – 75...80 ккал/кг). Вода, попадаючи в вхідний колектор та змішуючись з повітрям, створює водоемульсійну суміш. Суміш, потрапляючи в колектор, охолоджує повітря і збільшує його густину. Це призводить до підвищення коефіцієнту заповнення циліндрів і, відповідно, до підвищення потужності. Отримана суміш відбирає тепло від клапанів, поверхні поршнів, головки та циліндрів. Таким чином відбувається ефективне безпосереднє охолодження та змащення водою розпечених поверхонь циліндра та поршня, які інтенсивно труться одна з одною. Вода, потрапляючи в колектор, перетворюється в мілкодисперсне середовище з розміром крапель біля 0,01 мм, причому чим ці краплі менші, тим краще заповнюється камера згорання. Паливо, яке знаходиться також в мілкодисперсному стані, зразу ж обволікає краплі води створюючи шароподібну структуру, в центрі якої вода, а на поверхні паливо. Під дією високої температури, яка досягає в камері згорання більше 800...1000 С°, вода перетворюється в пар, збільшуючи свій об'єм більш ніж в 1700 раз. Тиск пару допомагає робочим газам рухати поршні даючи значний приріст потужності та коефіцієнта корисної дії.

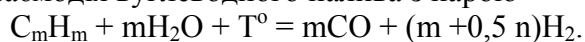
Під дією високої температури, яка утворюється при згорянні палива



при температурі вище 800...1000 С°, відбувається взаємодія залишків палива з водяною парою, при якій виділяється водень



а також безпосередня взаємодія вуглеводного палива з парою



Водень, який виділяється при реакції, спалюється, як паливо. В результаті різниці температури кипіння води та палива при нагріванні внутрішня частина краплі - вода - перетворюється в пару, в той час оболонка краплі, яка складається з палива, залишається рідиною. Це призводить до вибуху краплі, тобто до додаткового розпилювання палива за допомогою мікробибуху, що сприяє більш повному згорянню та поліпшенню економічних показників ДВЗ. Присутність води в місці мікробибуху за рахунок активного відбору енергії стримує розвиток детонації. Це дозволяє використовувати дешеве низькоктанове паливо без збільшення його витрат, а також нітрометан та закис азоту.

В реальному процесі не весь водень згоряє. Його частина взаємодіє з нагаром (вуглецем), очищаючи поверхню поршневої групи. Нагар, який утворюється, пухкий та розсипчастий.

Незначна частина води переходить в пару вже після її виходу з циліндра взаємодіючи з гарячими газами в вихлопній трубі. Це призводить до зниження температури та шуму вихлопних газів.

Прикладом реалізації системи впрыску води в колектор є пристрій економії палива та збільшення потужності двигуна „Водокар” - автоматизованої системи подачі води з підбором оптимальних затрат води в залежності від частоти обертання двигуна [6]. Установка – це автономний блок, в якому змонтований насос для прокачування води, взятий з системи опалення автомобіля ЗАЗ 966 або ЗАЗ 968 і перероблений під роботу з водою, фільтри води (вхідний та вихідний) та електронний блок управління клапаном-форсункою подачі води. Вода закачується електромагнітним насосом з будь-якої ємності, наприклад автомобільного бачка омивача, через фільтр, утворюючи тиск достатній для роботи клапана-форсунки. Через вихідний фільтр вода подається на форсунку. Клапан-форсунка дозує необхідну кількість води в вигляді мікрокрапель та впрыскує її в всмоктуючий колектор, отримуючи сигнали управління з електронного блоку пропорційні температурі та швидкості обертання колінчастого валу. Сигнал управління знімається з котушки запалювання та оброблюється мікропроцесором в електронному блоці.

Як заявляє виробник, такий пристрій дозволяє:

- збільшити на 30 % крутячий момент двигуна;
- зменшити витрати палива на 10...20 %;
- більш ефективно охолоджувати двигун в літній період;
- знизити шумність роботи ДВЗ та ударні навантаження на кривошипно-шатунний механізм;
- значно зменшити кількість нагару на поршнях, клапанах та свічках;
- зменшити викид СО в три рази;
- використовувати бензин з меншим октановим числом чим рекомендовано заводом виробником ДВЗ.
- Недоліками конструкції є:
- утворення крупно дисперсної фази води при її розпиленні;
- використання насоса не призначеного заводом-виробником для перекачування води, що призводить до його частого виходу з ладу. Правда в останніх конструкціях металеві деталі, які контактують з водою замінені на пластмасові.

Авторами пропонується дві конструкції пристрою економії палива, які позбавлені вище перелічених недоліків: механічний та електронний.

Механічний пристрій економії палива розроблений, виготовлений та перевірений одним із авторів ще 80-х роках минулого століття. В своєму складі він має насос для води, поплавкову камеру з запорною голкою, регулюємих голковий дозатор та систему вводу води (розпилювач) в карбюратор. Конструктивно пристрій нагадує двокамерний карбюратор з двома поплавковими камерами. Принцип роботи – аналогічний роботі карбюратора. Для правильної роботи пристрою необхідно збіднити паливом робочу суміш, відрегулювавши відповідним чином карбюратор та встановити регулюємих дозатором витрату води в пропорції від 0 до 40 % води в робочій суміші. При цьому змінюється кут випередження запалювання від 16^0 до верхньої мертвої точки при роботі на чистому паливі до $25...30^0$ до верхньої мертвої точки при роботі на суміші 60 % палива 40% води. Випробування системи на двигуні МеМЗ 966 протягом чотирьох років показали її ефективність як для зниження перегріву двигуна, зменшення детонацій так і для економії палива, яка складала до 20 %.

Другий варіант, принцип дії якого побудований на дозованій подачі води насосом, розроблений, виготовлений та перевірений в 2008 році на двигуні МеМЗ 265 об'ємом 1,1 літра. Пристрій складається з баку для зберігання води, ультразвукового розпилювача, дозуючого насоса, керованого з блоку управління, на який подаються сигнали про

швидкість обертання колінчастого валу з штатного датчика Холла системи запалювання та системи холостого ходу, системи дистанційного керування випередженням запалення, керуючі органи якої розміщені в зручному для оперативного регулювання місці.

Пристрій працює наступним чином. На режимі холостого ходу пристрій подачі води вимкнений. При переході з холостого ходу в робочий режим вмикається дозуючий водяний насос перестальтичного типу, продуктивність якого пропорційна частоті обертання колінчастого валу. Вода з виходу насоса подається на ультразвуковий розпилювач, розміщений в вхідному колекторі двигуна. В якості розпилювача використовується пристрій ультразвукового розпилення палива „Торнадо-М” ГКУИ 45 11 15.001 ТО [7]. Необхідний для нормальної роботи кут випередження запалення встановлюється системою дистанційного керування и може регулюватися в межах ± 10 градусів відносно оптимального при роботі без вприску води. Система має пристрої контролю ввімкнення системи вприску води, роботи дозуючого насосу та ультразвукового розпилювача, наявності води в системі та рівня води в баку для її зберігання, індикатори яких виведені на передню панель системи дистанційного керування. Штатне контрольно-вимірювальне обладнання та система керування вприском палива об'єднуються в єдину систему за допомогою прокладених комунікаційних жгутів та захисних пристроїв, які розроблюються та виготовляються індивідуально для кожного транспортного засобу.

Експериментальні дослідження виявили: двигун працює стабільно при співвідношенні вода/палива, як 1/3; відчутне підвищення крутячого моменту в усьому діапазоні обертів двигуна; відсутність детонації навіть при ранніх кутах запалювання; відсутність нагару на свічках та елементах вихлопної системи.

Подібні пристрої в механічному або електронному варіанті можуть встановлюватися на двигуни надлегких літальних апаратів, наприклад, на двигуни мотодельтапланів “Aeros-2” та “Cross Country”, літаків “Sky Ranger” виробництва ТОВ „Аерос” (м. Київ, Україна), або на будь-який інший двигун внутрішнього згорання, в тому числі автомобільний.

Список литературы.

1. В.Гришаев. Присмотримся к нашим моторам // Авиация общего назначения. – 2007. - №6. – с.23-27.
2. С.Каторгина. Характеристики двигателей Rotax // Авиация общего назначения. – 2007. - №5. – с.20-22.
3. Опис та інструкція по виготовленню та експлуатації приладу „Water4Gas” (Водяний паливний чарунок). www.Water4Gas.com.
4. В.И.Ерохов. Экономичная эксплуатация автомобиля. – М.: ДОСААФ, 1986. – 128 с.
5. А.Ю.Бутыленко, Ф.Е. Джой, С.А.Бутыленко и др. Устройство для подачи воды в двигатель внутреннего сгорания. Патент РФ. № 2015397 от 30.06.1994.
6. Опис та інструкція по експлуатації приладу „Водокар” (Пристрій економії томлива та збільшення потужності двигуна). www.vodocar.com.ua
7. Опис та інструкція по експлуатації приладу „Торнадо-М”. ГКУИ 45 11 15.001 ТО.

Розробка принципової схеми механізму компенсації моменту головного гвинта одногвинтового гелікоптера

Горбатенко Ю.П., Галецький В.В., Данілічев В.В., Левченко В.С.

Національний технічний університет України
„Київський політехнічний інститут”, Київ, Україна

The development of helicopter Rotor torque compensation functional diagram

U. Gorbatenko, V. Galeckyy, V. Danilichev, V. Levchenko
National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Вступ. Розглянемо сили та моменти, що діють на гелікоптер, який перебуває у рівноважному стані, а потім, як ці сили змінюють положення гелікоптера в просторі. Поняття «система сил» означає сукупність всіх аеродинамічних сил і сил гравітації, що впливають на вертоліт і змінюють його положення в просторі.

Рис. 1 показує вид гелікоптера з боку у висінні й сили, що впливають на нього в цьому ракурсі. У стійкому висінні підймальна сила дорівнює силі ваги й вертоліт не піднімається й не знижується.

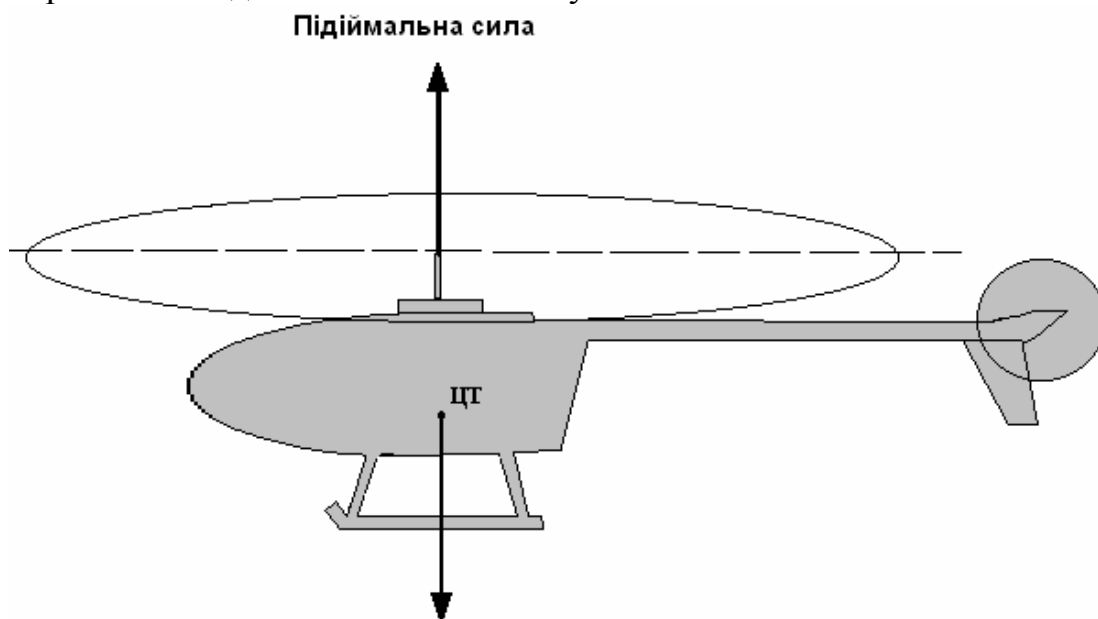


Рис. 1.

У польоті, ми змінюємо підйомну силу (силу тяги) несучого гвинта за рахунок зміни кута установки лопатей (загального кроку) або числа його обертів. Тому існують дві системи моделей вертольотів. Перша, так звана, із загальним (або колективним) кроком, у якій керування тягою здійснюється зміною кута установки лопатей. Друга - з фіксованим кроком, у якій керування тягою гвинта здійснюється тільки зміною числа обертів несучого гвинта при постійному значенні кута установки лопатей. Кожна система має свої переваги й недоліки. Система з фіксованим кроком має спрощену конструкцію головки несучого ротора, простіше в експлуатації й у

виготовлені. Крім того, не потрібна дуже дорога апаратура для керування гелікоптером. Основний недолік цієї системи полягає у великій інертності й не лінійності вертикального керування вертольотом, до того ж, у наш час неможливо досить швидко змінювати число обертів двигуна.

Крім того, тяга гвинта пропорційна квадрату числа обертів двигуна. У цій ситуації дуже складно втримувати гелікоптер у нерухомому висінні. Система з колективним кроком забезпечує краще керування вертольотом, оскільки тяга лопатей майже пропорційна кроку, що може змінюватися майже миттєво. Однак така система вимагає погодженого керування кроком і потужністю двигуна. Необхідність такого узгодження викликана тим, що момент опору, отже, і потужність, необхідна для обертання лопатей пропорційна квадрату зміни кроку лопатей. В іншому випадку, при збільшенні кроку лопатей при неправильному регулюванні потужності будуть падати оберти й тяга гвинта.

Результуюча підймальна сила ротора

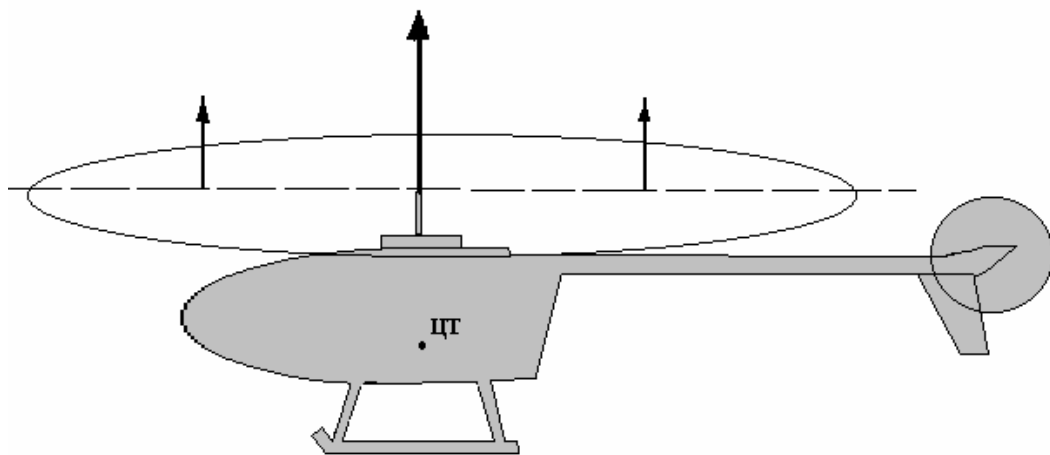


Рис. 2.

Підймальна сила, створена лопатями ротора завжди перпендикулярна диску несучого гвинта (площини обертання лопатей).

ВЕРХНІЙ ВИД

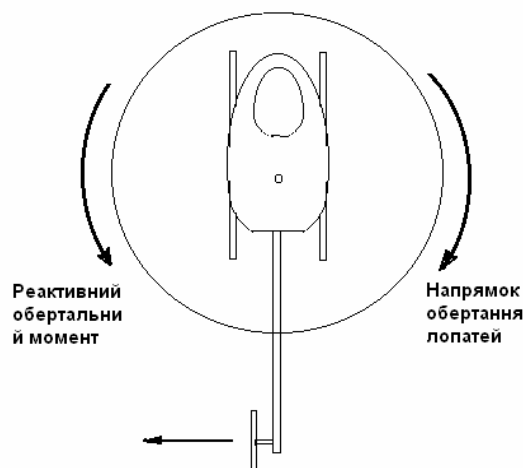


Рис. 3

Рис.3 показує гелікоптер у висінні, вигляд зверху. Всі сили діючі на вертоліт у цьому ракурсі повинні бути скомпенсовані, щоб вертоліт був нерухомий.

Згідно третього закону механіки, при обертанні гвинта за годинниковою стрілкою, фюзеляж вертольота повинен обертатися проти годинникової стрілки. Момент що призводить до обертання фюзеляжу називають реактивним обертаючим моментом і будь-яка зміна потужності двигуна й колективного кроку приводить до відповідної зміни цього обертаючого моменту.

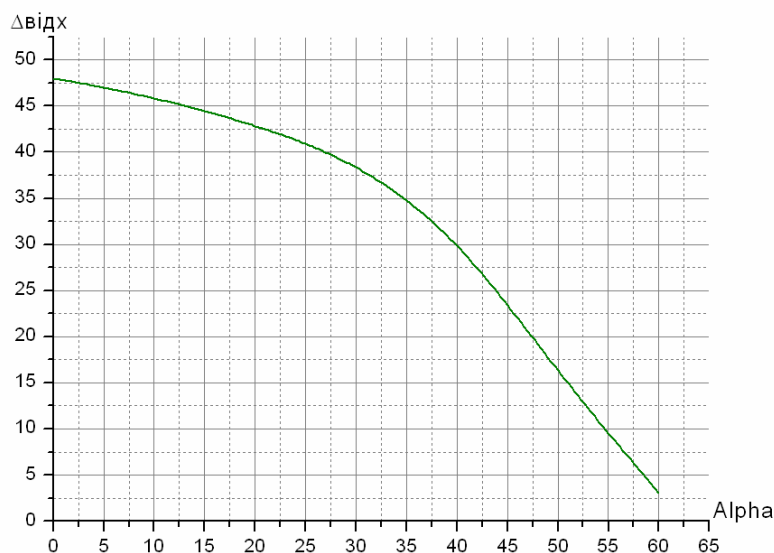
Завдання хвостового гвинта - компенсувати реактивний обертаючий момент. Коли тяга хвостового гвинта створює момент, що дорівнює реактивному моменту від несучого гвинта, ніс вертольота утримується прямо. Якщо тяга хвостового ротора зростає, вертоліт повертається навколо вертикальної осі (вала несучого гвинта), змушуючи ніс іти вправо. Аналогічним способом, зменшення тяги хвостового гвинта, змусить реактивний обертаючий момент повернути хвіст вправо, а ніс уліво.

Оберти хвостового гвинта залежать від обертів двигуна й основного гвинта, які повинні бути постійними при висінні, тому тяга хвостового гвинта змінюється, збільшенням або зменшенням кута установки лопатей.

Альтернативні схеми. Ознайомившись із сучасними конструкціями рульового гвинта гелікоптера, ми вирішили дослідити альтернативні схеми керування гелікоптером. З поміж ідей ми вибрали три найбільш реальних до застосування та виготовлення, на наш погляд.

Почнемо зі схеми для гелікоптера з хвостовим гвинтом типу фенестрон. Нашою пропозицією є встановлення з обох боків гвинта поворотної решітки типу жалюзі. Кількість обертів хвостового гвинта на пряму пов'язана з кількістю обертів головного гвинта через редуктор. У режимі компенсації решітка повернута на визначений кут, і тяга, що створюється, компенсує реактивний момент головного гвинта. При необхідності повороту гелікоптера навколо вертикальної осі, змінюється кут установки решітки (збільшення або зменшення).

Для приблизної ілюстрації залежності тяги гвинта від кута установки решітки нами був сконструйований стенд, що представляє собою балку, закріплену на вертикальній осі,



що вільно обертається. Один кінець балки прикріплений пружиною до основи, так що поворот балки навколо осі розтягує пружину. На іншому кінці балки закріплено вентилятор у корпусі, що за своєю конструкцією нагадує фенестрон і закріплена решітка типу жалюзі. Також на кінці балки закріплена стрілка, а на корпусі установки – шкала. При увімкненні вентилятора, створюється тяга, що викликає відхилення балки. Під час дослідів вимірювалось $\Delta_{\text{відх}}$

Рис. 4 Залежність тяги від кута установки решітки.

кут відхилення від початкової точки, який ми прийняли прямо пропорційним тязі, створюваній гвинтом. Провівши досліди для різних кутів установки пластинок решітки, ми отримали графік залежності тяги від кута установки решітки (рис.4). Під час проведення цього досліду, ми не ставили собі на меті отримати точне значення тяги від кута установки. Нашою метою було отримати загальний вигляд графіку залежності.

Проаналізувавши результати, ми отримали, що залежність тяги гвинта нелінійна, що є перешкодою для застосування даної схеми. До того ж створюється потужна продольна складова сили, що у нашому випадку викликати зміщення гелікоптера вперед або назад (в залежності від конструкції, напрямку повороту решітки).

Другою запропонованою нами моделлю є керування тягою хвостового гвинта за допомогою конструкції діафрагменного типу на гвинті типу фенестрон. Ідея полягає в тому, що при зменшенні (збільшенні) пропускного діаметру фенестрону відповідно змінюється і тяга гвинта.

На описаній раніше установці були проведені виміри залежності тяги гвинта від пропускного перерізу фенестрону. Були виготовлені декілька пар картонних листків з прорізними отворами різного діаметру. До корпусу вентилятора попарно у різних комбінаціях прикладалися картонки, що впливало на кут відхилення балки. Кожен дослід було проведено велику кількість разів, за остаточний результат було вибрано середнє значення. За результатами були побудовані графіки залежності тяги від пропускного діаметру.

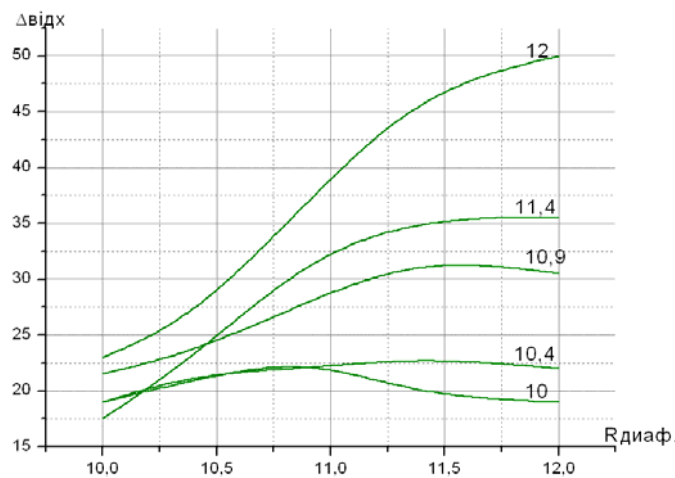


Рис.5.1 Залежність тяги від пропускного діаметру вихідного отвору при константних діаметрах вхідного отвору.

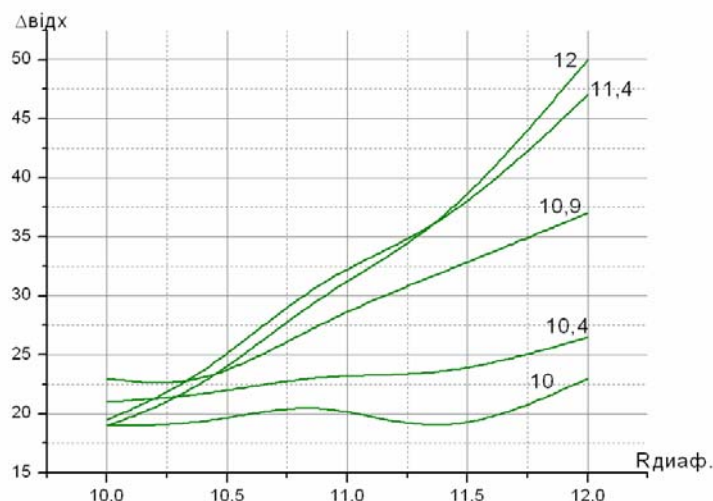


Рис. 5.2 Залежність тяги від пропускного діаметру вхідного отвору при константних діаметрах вихідного отвору.

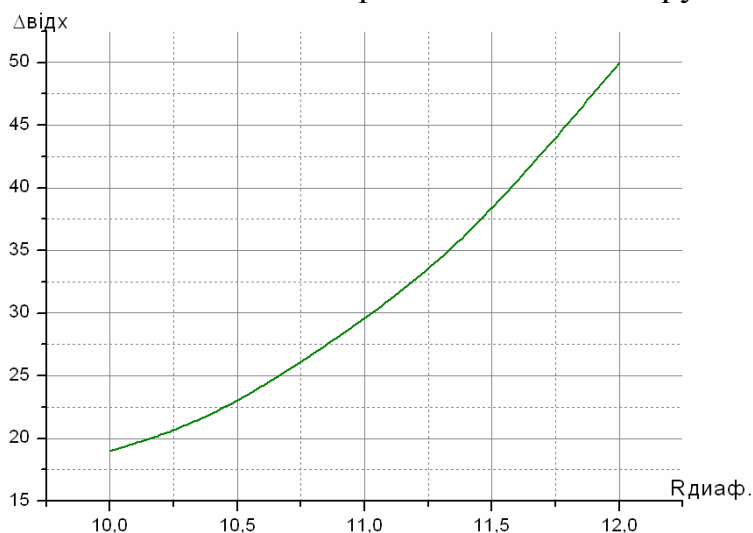


Рис. 5.3 Залежність тяги від пропускного діаметру (вхідний і вихідний діаметри змінюються одночасно і на однакову величину)

Наступним розглянемо спосіб використання диференціалу для керування поворотом гелікоптера навколо вертикальної осі. У існуючих у наш час моделей крок рульового гвинта змінюється у межах $+20^\circ \dots -10^\circ$. Як нам відомо залежність тяги гвинта від кута установки лопаті є лінійною, відповідно тяга змінюється у такому-самому діапазоні $+20^\circ \dots -10^\circ$. Ми пропонуємо застосовувати диференціал для зміни швидкості обертання рульового гвинта, що приведе до зміни тяги. На сучасному етапі розвитку комп'ютерних технологій їх надійність дуже висока, тому можна покластися на електронні прилади, і не використовувати традиційну схему керування педалями, що напряму пов'язані із системою зміни кроку рульового гвинта.

Планетарний диференціал має розрахункове передаточне число, додатковий двигун є основним органом керування, обертаючись у ту чи іншу сторону, передаточне число збільшується чи зменшується, відповідно і тяга гвинта збільшується чи зменшується. Тобто при зупиненому рульовому двигуні, швидкість обертання рульового гвинта забезпечується така, що його тяга компенсує реактивний момент головного гвинта.

Висновки. Проаналізувавши запропоновані моделі, можемо зробити висновок, що всі моделі дієздатні, тобто з їх допомогою можна керувати гелікоптером. Що стосується решітки типу «жалюзі», схема є нескладною у виготовленні та експлуатації, але

спостерігається нелінійна залежність величини тяги від кута установки жалюзі, що ми вважаємо головним недоліком даної схеми, адже ускладнює керування гелікоптером, необхідно застосовувати електронну систему керування. Водночас сила змінюється у великому діапазоні, що дозволяє ефективно керувати літальним апаратом. Теж-саме можна сказати і про схему із застосуванням діафрагменного механізму. Залежність тяги від пропускного діаметру фенестрону – нелінійна, а діапазон зміни сили тяги великий тільки при зміні вихідного перерізу та при однаковій зміні вхідного і вихідного перерізу. Інші інтерпретації не є ефективними з огляду на невеликий діапазон зміни сили тяги. Найкращою з даних трьох моделей ми вважаємо останню – диференціал. Його конструкція є найнадійнішою. До переваг можна віднести нескладну, надійну конструкцію. Навіть, при відмові додаткового двигуна, рульовий гвинт компенсує реактивний момент головного гвинта, а лише втрачає можливість керування гелікоптером у каналі курсу. Також перевагою є полегшення хвостової балки, що зменшує сумарний момент інерції гелікоптера. Недоліками є нелінійна залежність величини тяги від швидкості обертання гвинта і застосування додаткового двигуна.

Всі моделі потребують подальшого більш глибокого аналізу з точки зору надійності, ефективності, економічної та конструктивної доцільності.

Список літератури.

1. Афанасьев П.П., Гусейнов А.Б., Голубев И.С. и др. «Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов».
2. Володко А.М. «Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов» - М.: Транспорт, 1988.

Экранопланы – транспортные суда XXI века

Кузякин Ю.П., Ф.А. Гнипа, А.В.Добровольский

Національний технічний університет України
„Київський політехнічний інститут”, Київ, Україна

The wing-in-ground effect craft are transport ships of 21-st century

U. Kuziakin, F. Gnipa, A. Dobrovolsky

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Экраноплан (фр. écran щит, экран + plan плоская поверхность) — высокоскоростное транспортное средство, аппарат, летящий в пределах действия эффекта экрана, то есть на относительно небольшой (до нескольких метров) высоте от поверхности воды, земли, снега или льда. По сравнению с самолётами у экранопланов сильно уменьшена площадь крыльев. По международной классификации (ИМО) относятся к морским судам.

Экраноплан — это многорежимное судно, которое в своём основном эксплуатационном режиме летит с использованием «экранного эффекта» над водной или иной поверхностью, без постоянного контакта с ней, и поддерживается в воздухе, главным образом, аэродинамической подъёмной силой, генерируемой на воздушном крыле (крыльях), корпусе, или их частях, которые предназначены для использования действия «экранного эффекта».

Экранопланы способны эксплуатироваться на самых различных маршрутах, в том числе и тех, которые недоступны для обычных судов. Наряду с более высокими гидроаэродинамическим качеством и мореходностью, чем у других скоростных судов, экранопланы обладают амфибийными свойствами. Помимо водной глади они способны передвигаться над твёрдой поверхностью (земля, снег, лёд) и базироваться на ней. Экраноплан, таким образом, объединяет в себе лучшие качества судна и самолёта.

Эффект экрана. По сути, экранный эффект — это та же воздушная подушка, только образуемая путём нагнетания воздуха не специальными устройствами, а набегающим потоком. То есть «крыло» таких аппаратов создаёт подъёмную силу не за счёт разреженного давления над верхней плоскостью (как у обычных самолётов), а за счёт повышенного давления под нижней плоскостью, создать которое возможно только на очень небольших высотах (от нескольких сантиметров до нескольких метров — в зависимости от размеров экраноплана). Почти все экранопланы оборудованы концевыми шайбами различной конструкции. Концевые шайбы оказывают благоприятное влияние на несущие свойства крыла вблизи опорной поверхности. Исследованиями установлено, что выгоднее использовать так называемые односторонние шайбы, расположенные только с нижней стороны крыла и срезанные параллельно опорной поверхности. По характеру влияния на несущие свойства крыла установка концевых шайб эквивалентна увеличению удлинения крыла и очень резкому повышению подъёмной силы. Увеличение подъёмной силы крыла является следствием резкого уменьшения перетекания воздуха через концы крыла, что значительно повышает давление на нижней поверхности крыла.

С увеличением удлинения крыла его аэродинамическое качество заметно растёт как вдали от земли, так и в зоне его влияния. Однако с увеличением удлинения крыла, т. е. его размаха (при той же площади), существенно ухудшаются мореходные и эксплуатационные качества

аппарата, трудности обеспечения прочности крыла. При выборе оптимального удлинения крыла учитываем следующие соображение: аэродинамическое качество можно повысить, уменьшив относительную высоту движения. Для этого при постоянной высоте полета требуется увеличить его хорду, т. е. соответственно уменьшить удлинение крыла.

Достоинства собственно экранопланов и экранолётов:

- высокая живучесть;
- достаточно высокая скорость;
- у экранопланов высокая экономичность и более высокая грузоподъёмность по сравнению с самолётами, так как подъемная сила складывается с силой, образующейся от экранного эффекта;
- экранопланы по скоростным, боевым и грузоподъёмным характеристикам превосходят суда на воздушной подушке и суда на подводных крыльях;
- для военных немаловажна малозаметность экраноплана на радарх вследствие полёта на высоте нескольких метров, быстроходность, невосприимчивость к противокорабельным минам;
- для экранопланов не важен тип поверхности, создающей эффект экрана – они могут перемещаться над замёрзшей водной гладью, снежной равниной, над бездорожьем и т. д.; как следствие, они могут перемещаться по «прямым» маршрутам, им не нужна наземная инфраструктура: мосты, дороги и т. д.

Современные экранолёты гораздо безопаснее обычных самолётов: в случае обнаружения неисправности в полете, амфибия может сесть на воду даже при сильном волнении. Причём это не требует совершения каких-либо предпосадочных манёвров и может быть осуществлено просто сбросом газа (например, в случае неисправности двигателей). Также и сама неисправность двигателя зачастую не столь опасна для крупных экранопланов ввиду того, что они имеют несколько двигателей, разделённых на стартовую и маршевую группу, и неисправность двигателя маршевой группы может быть компенсирована запуском одного из двигателей стартовой группы; экранолёты относятся к безаэродромной авиации — для взлёта и посадки им нужна не специально подготовленная взлётная полоса, а лишь достаточная по размерам акватория или ровный участок суши.

Недостатки:

- управление экранопланом отличается от управления самолётом и требует специфических навыков;
- экраноплан «привязан» к поверхности и не может лететь над неровной поверхностью; этого недостатка лишён экранолёт;
- хоть полет "на экране" и связан с меньшими энергетическими затратами, нежели у самолета; однако процедура старта требует большей тяговооруженности, сравнимой с таковой у транспортного самолета, и соответственно применению дополнительных стартовых двигателей, незадействованных на маршевом режиме (для крупных экранопланов), либо особых стартовых режимов для основных двигателей, что ведет к дополнительному расходу топлива.

Классификация экранопланов.

Класс А – аппараты, которые могут эксплуатироваться только вблизи экранирующей поверхности в диапазоне высот существенного проявления “экранного эффекта” ($h < 1/2$ хорды крыла). Такие аппараты, как правило, не имеют рулей высоты и элеронов. Для ряда проектов таких аппаратов с целью усиления “привязки” к экрану

поддув струй спереди осуществляется в течение всего полета. Такие аппараты именуются как “суда на динамической воздушной подушке” или “суда-экранопланы”.

Класс В – аппараты, которые способны кратковременно и на ограниченную высоту совершать “подлеты” и выходить за пределы влияния экрана. Высота такого подлета должна быть меньше, чем минимально безопасная (по требованиям ИКАО) высота полета воздушного судна. Такие аппараты именуются экранопланами.

Класс С – экранопланы, которые способны на длительное время уходить от экранирующей поверхности на высоты, превышающие минимальную безопасную высоту полета по требованиям ИКАО, и совершать на них достаточно длительный полет как обычные воздушные судна. Они должны в полной мере удовлетворять авиационным правилам АП-23 (FAR-23) или АП-25 (FAR-25) для гидросамолетов со специальными дополнениями, регламентирующими требования к ним при полете вблизи экранирующей поверхности. Такие аппараты принято называть экранолетами.

Конструктивные особенности экранопланов. Зарубежные экранопланы по типу аэрогидродинамической компоновке, т. е. взаимному расположению основных аэро- и гидродинамических элементов (корпус, крыло, хвостовое оперение, поплавки и пр.), можно разделить на две группы: аппараты, выполненные по схеме «летающее крыло», и аппараты, построенные по «самолетной» (фюзеляжной) схеме.

Преимущества схемы «летающее крыло»:

- наиболее полное использование несущих свойств крыла малого удлинения, свободного от надстроек;
- повышенное благодаря отсутствию развитого фюзеляжа значение аэродинамического качества;
- создание системы поддува, обеспечивающий выхода аппарата на расчетный режим;
- использование поплавков в качестве концевых шайб, повышающих аэродинамическое значение аппарата.

Вместе с тем схема «летающее крыло» в сравнении с самолетной, по оценке А. Липпиша и Ш. Эндо, имеет ряд недостатков, к числу которых относятся:

- сложность решения проблем устойчивости и мореходности (особенно для небольших экранопланов);
- ограниченные возможности для размещения пассажиров и грузов.

Самолетная схема аэродинамической компоновки с соответствующими характеристиками крыла и хвостового оперения, по мнению А. Липпиша, наиболее оправдана с точки зрения решения проблемы устойчивости, что было доказано полетами экранопланов Х-112 и Х-113 вдали от земли. Кроме того, на сравнительно небольших аппаратах самолетная схема позволяет выгодно разместить пассажиров и грузы, а также обеспечить повышенную мореходность. Один из основных недостатков самолетной схемы, по мнению

японских специалистов, заметное ухудшение аэродинамики крыла вследствие крепления к нему корпуса–фюзеляжа.

Аэродинамические исследования и продувка в аэродинамической трубе позволили оптимизировать компоновку экранолета, использовать наиболее перспективную схему – составное крыло. Концевые части центроплана малого удлинения переходят в поплавки. Консоли крыла можно сделать складывающиеся. Экранолеты с этой схемой классифицируются по классу В.

Силовая установка состоит из стартовых и маршевых двигателей. Стартовые двигатели используются для выхода аппарата на расчетный режим околоэкранного полета, после чего в работу вступают маршевые двигатели для поддержания крейсерского режима. В зависимости от принципа действия и конструктивного выполнения стартового устройства экранопланы можно разделить на следующие подгруппы:

- аппараты без специальных стартовых устройств;
- аппараты с поворотными крыльями и заслонками, направляющими воздушную струю воздушного винта под несущее крыло;
- аппараты со специальной системой поддува в виде поддувных двигателей, нагнетающих воздух под корпус или несущее крыло;
- аппараты с водяными лыжами.

Существуют также аппараты, на которых для выхода на расчетный режим применено как устройство поддува, так и гидролыжи (например, экраноплан «Орленок»). Система поддува образует РАР-эффект – эффект увеличения подъемной силы за счет поддува подкрыльевого пространства струями от силовой установки. «Поддувное» устройство предназначено для уменьшения взлетной скорости экраноплана и включает в себя устройства для отклонения газодинамических или воздушных струй от двигателей, расположенных перед несущим крылом, и систему управления ими. Этими устройствами могут быть поворотные сопла, насадки или козырьки. Двигатели, работающие на поддув, могут располагаться на пилоне или в корпусе. Гидролыжное устройство (т.е. подводные крылья весьма малого удлинения 0,1...0,2 и менее), предназначенное главным образом для снижения ударных нагрузок на фюзеляж, может быть выполнено в виде управляемой гидролыжи с гидравлической амортизацией. Выпуск и уборка гидролыжи на взлетно-посадочных режимах экраноплана осуществляется специальной системой управления.

Силовая установка экраноплана выбирается из следующих основных условий:

- обеспечение старта экраноплана, в том числе с взволнованной поверхности воды;
- обеспечение полета экраноплана вблизи земли с максимальной дальностью;
- обеспечение других качеств, заданных конкретно для какого-либо экраноплана (амфибийных, кратковременного полета вдали от опорной поверхности и др.).

Существует два принципиальных подхода к формированию силовой установки экраноплана. Первый заключается в том, что силовая установка экраноплана делается отдельной, группа двигателей специально для старта и

группа двигателей для основного режима движения. Для полета в перегрузочном варианте или на больших экранных или внеэкранных высотах к маршевым двигателям могут подключаться стартовые (при нулевых углах отклонения струи). Второй подход заключается в том, что силовая установка делается единой. В этом случае все двигатели, установленные на специальном пилоне перед несущим крылом, используются как стартовые и как маршевые. В первом случае - при функциональном разделении двигателей - удастся повысить экономическую эффективность экраноплана, во втором - повысить мореходность и эксплуатационные качества аппарата.

По типу примененного движителя различают экранопланы с воздушным и водяным винтом, а также с воздушно-реактивным движителем, в котором для полета используется тяга струи воздуха, отбрасываемого вентилятором. Тип движителя обычно определяет и такое весьма важное качество экраноплана, как амфибийность, т. е. способность передвигаться помимо воды по грунту, льду, и т. д. По сообщениям зарубежной печати, созданы проекты экранопланов с ядерной энергетической установкой.

Проблемы мореходности и амфибийности до конца не решены. Однако основываясь на опыте испытаний экранопланов с гидролыжными и колесными устройствами Р. Е. Алексеева (УТ-1, СМ-6 и Орленок) и на результатах аэротрубных и буксируемых на воде испытаний моделей совместно с КГТУ им. А.Н. Туполева, разработана комплексная аэрогидродинамическая схема экраноплана с амортизированным гидролыжным устройством и составлены по ней ряд математических моделей для оптимизации параметров и характеристик схемы. В процессе расчетно-экспериментальных исследований выявлены интересные особенности взаимодействия параметров амортизированной гидролыжи и аэродинамической схемы на характеристики старта-посадки экраноплана при различном волнении. Подбором рациональных параметров гидро- и аэродинамических элементов схемы можно добиться уровня мореходности, что примерно в 1,5-2,0 раза превысит мореходность существующих экранопланов. С гидролыжей оказалось проще добиться устойчивого режима движения на разбеге-посадке, особенно при переходе к аэродинамическому полету, при подлетах и касаниях лыжей поверхности воды, определить простые и безопасные способы управления экранопланом по скорости движения, по высоте полета и подлета с касанием поверхности, по курсу на скоростях рикошетирувания и полета. Определены рациональные параметры комплексной аэрогидродинамической схемы экраноплана с амортизированным лыжно-колесным шасси.

Проблема устойчивости экраноплана. Экраноплан самолетной схемы ЭСКА-1 имеет куполообразную форму несущей плоскости для оптимизации движения при наличии экранного эффекта, компоновка которого во многом соответствует аппаратам А. Липпиша. Но, тем не менее, экранопланы по схеме Липпиша (Х-114, FS-8 и др.) становятся неустойчивыми вне экрана и значительно теряют в аэродинамическом качестве за счет применения крыла малого удлинения с отрицательной V-образностью.

На экранопланах Волга-2, Амфистар, Акваглайд с использованием прямоугольного крыла малого удлинения с S-образным профилем решена проблема обеспечения продольной устойчивости при полёте на экране за

счёт отказа от способности летать выше половины хорды крыла. Минусы этой схемы – низкая мореходность.

Решением проблемы продольной устойчивости на экранолете Касатка-5 добились с помощью применения полутандемной схемы (площадь переднего крыла в два раза больше площади заднего). Полутандемная схема позволяет уменьшить габаритные размеры конструкции и таким образом достичь приемлемой для экранопланов прочности, при этом, не превысив принятые для самолетов весовые характеристики. Кроме того, полутандемная схема имеет большой запас по центровке, что важно для обеспечения продольной устойчивости экранолета. В полутандемной схеме заднее крыло, в отличие от стабилизатора в классической схеме, создает подъемную силу и таким образом не вносит вредного сопротивления в процесс полета. Кроме того, крылья у Касатки-5 расположены таким образом, чтобы получить эффект решетчатого крыла. Данный эффект обусловлен взаимной интерференцией крыльев и приводит к повышению критического угла атаки, а также снижению индуктивного сопротивления. Повышение критического угла атаки дает возможность избавиться от механизации крыльев, а снижение индуктивного сопротивления позволяет уменьшить размах крыльев.

Теоретические работы Р. Д. Иродова и В. И. Жукова (ЦАГИ), а также экспериментальные аппараты Р. Е. Алексеева (ЦКБ по СПК), А. Липпиша (США, ФРГ) и их последователей (1960-2000 г.г.) дают обоснования считать решенным вопрос обеспечения устойчивого и безопасного полета экраноплана вблизи водной поверхности на сегодняшний день.

Учитывая выше изложенный материал, сделаем следующий вывод.

В околоэкранный полет можно применить компоновочную схему аппаратов Р. Е. Алексеева, А. Липпиша, Волга-2, Амфистар которые имеют отличную устойчивость и управляемость. При силовой установке в раздельном виде, где группа двигателей специально для старта, с применением системы поддува, и группа двигателей для основного режима движения. При этом повышается экономическая эффективность экраноплана. В качестве двигателей можно использовать как винтовые, так и реактивные в зависимости от массогабаритных параметров экраноплана. Для обеспечения повышенной мореходности можно применить амортизированное гидролыжное устройство. При этом растут характеристики старта-посадки экраноплана при различном волнении, и повышается устойчивое движение при переходе к аэродинамическому полету, при подлетах и касаниях лыж поверхности воды.

Для решения проблемы устойчивости экранолета можно применить полутандемную схему, которая применяется на экранолетах Касатка-1 и Касатка-5. А также схему «составное крыло», которая применяется на экранолете Иволга-2, и использована в проектах экранопланов класса В серии МПЭ.

Технология 3D прототипирования и 3D печати моделей как неотъемлемое звено комплексной автоматизации предприятий и учебного процесса инженерных специальностей.

А.Ю. Артемьев,
Компания "БИБУС", г. Киев, Украина

The technology of 3d–prototyping and 3d–printing as imprescriptible part of all-round automation of enterprises and educational process of engineering specialities

A. Artemiev
"BIBUS" Company, Ukraine, Kiev.

Введение. Изготовление новинок, образцов новой продукции даже при наличии полной чертёжной документации всегда отнимало огромное количество времени. Когда на каком-либо этапе производства выяснялись упущения или недоработки проекта, то влекущее вслед за этим потери временных и финансовых ресурсов оценить очень сложно. Они субъективны, но при этом огромны.

Рекламации бракованной продукции, возврат изделий вышедших из строя до истечения гарантийного срока, потеря репутации и, как результат упущение рыночных позиций конкурентам – это печальная судьба компаний не желающих перейти на новый уровень работы, новый уровень организации производственной деятельности.

Основная часть. Хороший руководитель и технолог прекрасно понимают необходимость автоматизации технологического процесса производства и его подготовки. А умный и профессиональный руководитель/технолог знает разницу между просто автоматизацией того или иного процесса, тех. линии (этапа) и КОМПЛЕКСНОЙ АВТОМАТИЗАЦИЕЙ.

Под комплексной автоматизацией промышленного производства подразумевается такая организация программно–аппаратного комплекса предприятия, которая позволяет обеспечить целостную подготовку и полный цикл последующего производства той или иной продукции.

Для того, чтобы обеспечить качественную подготовку производства и выпуск нового товара необходимо четкое представление о его назначении, внешнем виде, функциональности. Эта информация может быть получена с помощью **прототипов**.

Любая разработка проходит ряд звеньев одной и той же цепочки: разработка концепции (потребность рынка) – составление эскиза (дизайнером) – воплощение задуманного в САД–системах (конструктором) – изготовление первого прототипа – визуальный и функциональный анализ – САЕ–анализ прототипа – доработка модели в САД–системах с учетом новых требований – изготовление второго прототипа. Часто для утверждения окончательного варианта приходится изготавливать более двух прототипов.

Компания БИБУС Украина представляет решение, которое позволяет получать прототипы изделий в течении нескольких часов напрямую из SolidWorks, Autodesk Inventor и других конструкторских 3D– комплексов, без их инструментального

изготовления. Предлагаемое решение сократить бюджет производства и снизить стоимость конечного продукта.

Речь идет о 3D-принтерах. На данный момент на Украине представлены принтеры трёх производителей: принтеры под торговой маркой ZPrint от Z Corporation (США), системы быстрого прототипирования Objet Geometries (Израиль) и системы быстрого производства EOS (Германия)

Оборудование ZCorp, Objet, EOS базируется на разных технологиях, чем и обусловлено их применение в промышленной индустрии. На Украине на данный момент принтеры ZCorp эксплуатируют ряд промышленных и архитектурных компаний: Авиант, ТД Мегаполис (ТМ Хортица), Киевсоюздорпроект, НВЦ Наука. Objet появился на украинском рынке весной 2007 года. Уже сейчас к системам Objet проявили заинтересованность такие компании, Мотор Сич, Ивченко-Прогресс, КБ Южное и др. С января 2009 года на украинский рынок вышел новый производитель инновационных систем быстрого производства EOS, оптимально дополняющий применение первых двух производителей.

Большинство вышеупомянутых компаний рассматривают очень широкое применение моделей, напечатанных на трёхмерных принтерах: это и средство коммуникации между дизайнерами, конструкторами и технологами, это и мастер-модели для создания литейных форм, это и тестовые модели для разного рода анализов и производство инструментальной оснастки. Применением опытной модели в качестве рекламного и презентационного материала может быть решающим фактором при участии в тендере или получении крупного заказа.

Очень интересной и полезной технология RP может быть для учебных заведений технических специальностей: машиностроение, металлургия, приборостроение и многим другим.

Слабым местом отечественных вузов является подача теоретического материала без закрепления на практике полученных знаний.

3D-принтеры позволяют студентам и преподавательскому составу работать над контрольными, дипломными и научными проектами более эффективно. Эффективно – значит быстро, дешево, наглядно и с получением конкретного результата, а не виртуального решения на экране монитора.

Опираясь на физическую модель, студент, молодой специалист может более наглядно продемонстрировать свою работу, донести идею проекта. В свою очередь преподаватель может более четко оценить и указать пути развития проекта. Анализ физических моделей определяет право на существование и развитие рассматриваемого проекта.

Общение преподавателя с молодым специалистом можно сопоставить в качестве аналога, как общение заказчика с разработчиком. Коммуникация и уровень понимания друг друга при наличии предмета обсуждения, т.е. физической модели повышается на порядок.

К сожалению пока нет примеров использования 3D-принтеров в учебном процессе отечественных ВУЗов, в то время, как во всем мире порядка 20% пользователей систем трёхмерной печати это – учебные заведения. Использование технологии быстрого прототипирования позволяет внести в учебный процесс элементы реального проектирования.

Заключение. Компания EOS уже сделала шаг в направлении технологии быстрого производства. ZCorp близка к созданию порошка, который по своим

характеристикам аналогичен литейному песку, что позволит создавать пресс-формы для отливки изделий из черных металлов.

Моделювання конструктивно–технологічних параметрів механічної системи
випуску шасі

Р.І. Хома

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»

The modeling of design–technological parameters of mechanical landing gear
extension system

R. Homa,

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Підготовка до серійного виробництва літаків та й сам процес серійного виробництва характеризується тим, що в конструкцію(технологію) розробника вносяться зміни, які обумовлені специфікою індустриального виробництва та вимогам до випуску серійних одиниць виробів. Залежність кількості внесених уточнень від кількості виготовлених серійних екземплярів обернено пропорційна, тобто чим більше вироблено літаків серії тим менше уточнень до кожного наступного зразка.

Внесення коректив до конструкції вимагає особливої ретельності, тому всі зміни які вносяться в конструкторську документацію на серійне виробництво проходять багаторівневий контроль, де перевіряються їх відповідність нормам надійності, міцності, ресурсу та іншим факторам характерним вимогам серійного виробництва такого виду транспорту, як літаки. Оцінка впливу змін на ці характеристики слід розглядати не тільки для окремих елементів-деталей, а також на збірні одиниці, агрегати та функціональні системи в які вони входять.

Процес комплексної оцінки впливу змін конструкції в ході підготовки до серійного виробництва можна скоротити за допомогою інтегрованих систем автоматизованого проектування на основі комплексного моделювання конструктивно - технологічних параметрів функціональної системи. Такий підхід дозволяє зменшити час на підготовку рішень, їх аналіз та впровадження в конструкторську документацію в декілька раз.

Створення такої моделі було проведено на прикладі системи механічного випуску основних опор шасі літака Ан – 148. Конструкторська – технологічна документація, діюча нормативна документація та технологічні можливості КиАЗ «АВІАНТ» були покладені в основу розробки такої моделі.

Такий підхід дав можливість відслідковувати причини появи конструктивних неув'язок в готових виробах, а також запобігати їх появі шляхом вчасного внесення змін в конструкторську документацію на серійне виробництво.

Промодельовані елементи були поділені на три групи відповідно до методу виготовлення заготовок: заготовки з штамповки(поковки),

фрезеровані заготовки, токарні заготовки. Провівши моделювання всіх окремих деталей було виявлено ряд конструкторських неув'язок (рис.1.), які виникли в основному в зв'язку з відсутності можливості забезпечення бажаних розмірів вказаним в технологічному процесі інструментом.

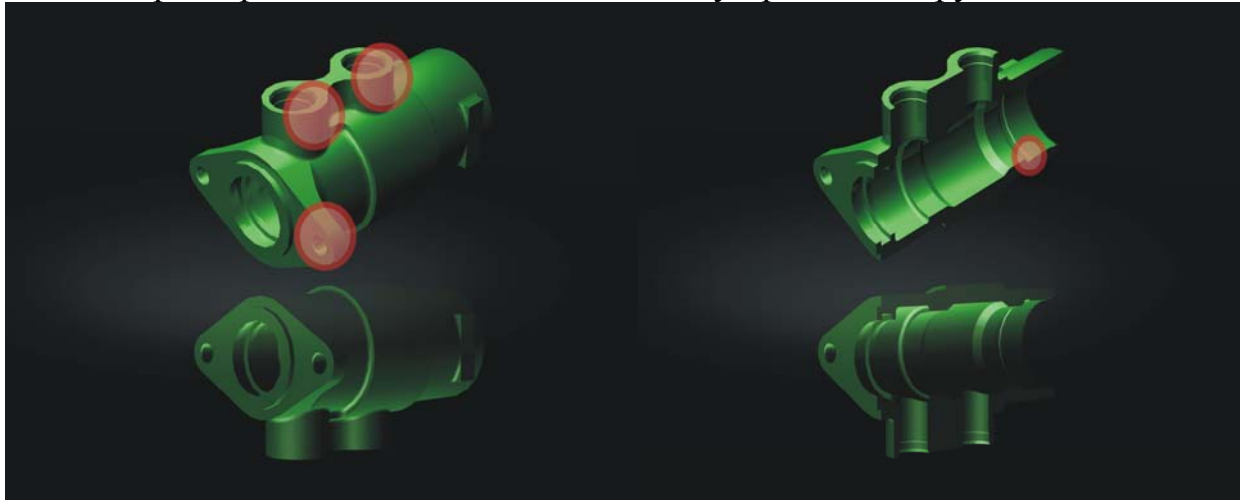


Рис. 1. Корпус циліндра замка ввібраного положення

Виявлені неув'язки були усунуті шляхом внесення змін в конструкторську документацію. Також проводиться уніфікація процесів механічної обробки та інструментарію.

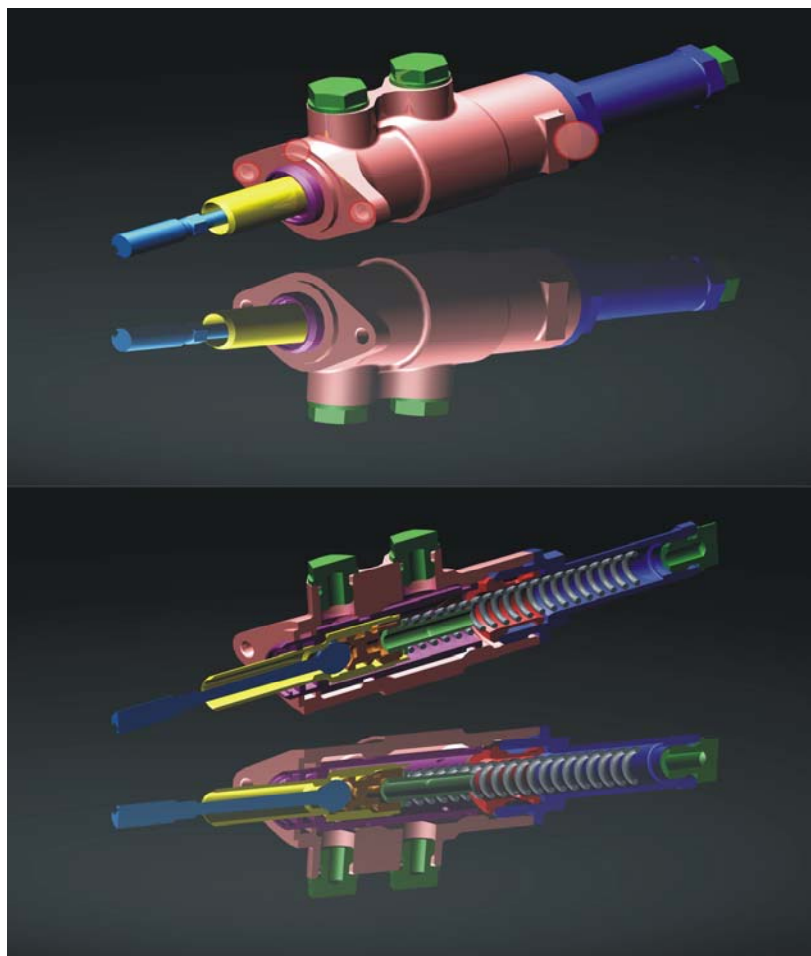


Рис. 2. Циліндр замка ввібраного положення

Наступним відповідно є монтаж збірних конструкцій (рис.2) згідно технології та правилам які використовуються на підприємстві. В процесі збору елементів використовуються елементи кріплення база яких створювалась на етапі підготовки до моделювання збірних конструкцій. При поєднанні деталей враховуються натяги та посадки, що дає змогу автоматично шляхом перевірки вказаних значень перевірити відповідність квалітетів. Виявлені неув'язки в позиціонуванні, квалітетах та не точно обраних елементах кріплення. Також по можливості проводиться уніфікація елементів кріплення.

Запропонована модель (рис. 3) дозволяє:

- з врахуванням технологічних особливостей виготовлення, деталей, що входять в систему механічного випуску основних опор шасі, виявити конструктивні та технологічні неув'язки і провести відповідне корегування необхідної документації;
- досліджувати процес збору деталей в збірні вузли з врахуванням рекомендованих натягів та допусків, схем позиціонування та представити необхідні дані по оптимізації вказаних параметрів;
- провести віртуальний монтаж системи в цілому з оцінкою параметрів

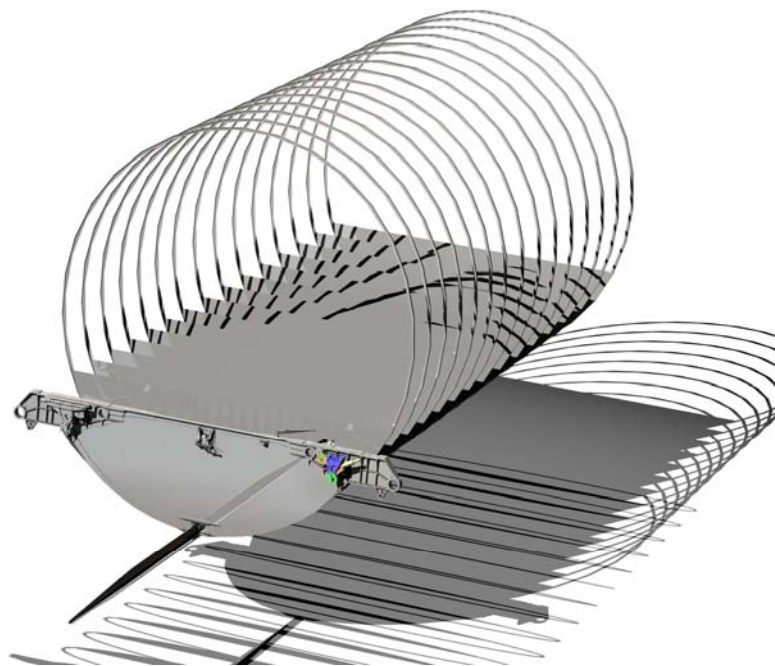


Рис. 3. Система механічного випуску основних опор шасі

виготовлених деталей, при роботі їх в складі вузла, не тільки в статиці, але й в динаміці.

З допомогою моделі було внесено біля 100 змін в конструкцію системи, що дозволило значно скоротити час виготовлення та установки даної системи на літак, уникнути витрати матеріалу та створило базу для подальшої роботи над системою.

Способ сокращения взлетной палубы авианосца

Атасевен Исмаил, Л.М. Шалда,

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут» м. Київ, Україна

The method of reduction method of take-off and landing deck of aircraft-carrier

I. Ataseven, L. Shalda

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Рассматривается способ уменьшения длины взлётно-посадочной палубы авианосца. Предлагается конструкция подвижной палубы авианосца эскалаторного типа, имеющей форму бесконечной ленты, скользящей по неподвижной палубе навстречу движущемуся самолёту.

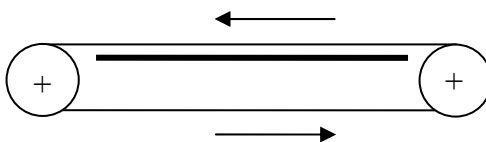
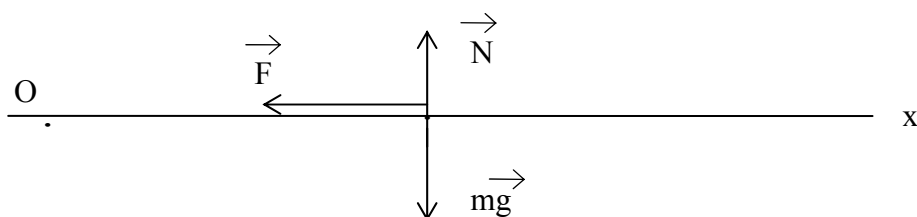


Рис. 1



Рассмотрим движение самолёта ~~массы~~ ^{массы} m , приземлившегося на эскалатор подвижной палубы (ось Ox , рис. 2), скорость движения которой обозначена $V_{\dot{y}}$. Примем, что на самолет действует постоянная сила торможения F_T , обусловленная аэродинамическими и упругими элементами. Используя дифференциальное уравнение динамики относительного движения, определим время $t_{\dot{y}}$ торможения до остановки самолета и длину $l_{\dot{y}}$ пробега самолета по эскалатору:

$$t_{\dot{y}} = \frac{(V_0 \cos \alpha + V_{\dot{y}})m}{F_T} \quad (1)$$

$$l_{\dot{y}} = \frac{(V_0 \cos \alpha + V_{\dot{y}})^2 m}{2F_T} \quad (2)$$

Здесь V_0 – посадочная скорость самолета, α – угол наклона V_0 к палубе. Величина l пробега самолета относительно неподвижной палубы равна:

$$l = \frac{m}{2F_T} [(V_0 \cos \alpha)^2 - V_{\dot{Y}}^2] \quad (3)$$

Исследуя теперь движение самолета, опустившегося на неподвижную палубу с такой же начальной скоростью V_0 и движущегося по ней под действием такой же силы F_T , найдем длину l_1 пробега самолета до его остановки:

$$l_1 = \frac{mV_0^2 \cos^2 \alpha}{2F_T} \quad (4)$$

и время торможения t_1 :

$$t_1 = \frac{mV_0 \cos \alpha}{F_T} \quad (5)$$

Разность $\Delta l = l_1 - l$ определит сокращение длины пробега самолета до остановки за счет наличия эскалатора:

$$\Delta l = \frac{mV_{\dot{Y}}^2}{2F_T} \quad (6)$$

Приняв в (4) и (5) $V_0 = 300$ км/час, $\alpha = 20^\circ$, $m = 4 \cdot 10^4$ кг, $10 \leq t_1 \leq 15$ с, оценим силу торможения F_T и длину l_1 пробега самолета по неподвижной палубе при отсутствии эскалатора. Данные приведены в таблице 1:

Таблица 1.

$t_1, \text{с}$	$l_1, \text{м}$	$F_T, \text{Н}$
10	375	$3 \cdot 10^5$
15	563	$2 \cdot 10^5$

Соответственно из (6) найдем Δl и $t_{\dot{Y}}$ для нескольких значений $V_{\dot{Y}}$. Данные приведены в табл. 2 и на графике рис. 3:

Таблица 2.

$t_1, \text{с}$	$V_{\dot{Y}}, \text{м/с}$	$\Delta l, \text{м}$	$t_{\dot{Y}}, \text{с}$
10	20	27	12
	40	107	14
	50	170	17
15	20	40	19
	40	160	23
	50	250	25

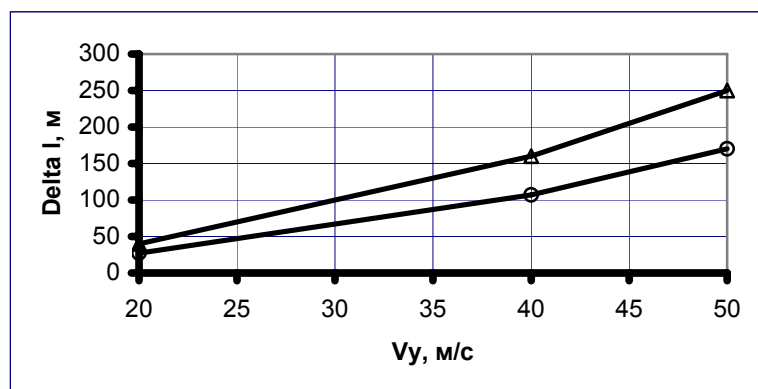


Рис. 3

Заметим, что на рис.1. предложен один из, возможно, многих вариантов конструкции эскалатора.

Также остается открытым вопрос выбора материала, из которого можно изготовить ленту эскалатора, поскольку у неё должна быть гибкая жаропрочная основа в сочетании с достаточно прочным и жестким покрытием.

Деякі проблемні питання проектування сучасного літака

Г.А. Вірченко

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут» м. Київ, Україна

The problems of modern aircraft designing

G. Virchenko,

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

Вступ. Створення літаків із високими техніко-економічними характеристиками є однією з головних задач авіаційно-космічної галузі. Даній тематиці присвячено значне число наукових розвідок та інженерних досліджень. У статті проаналізовано кілька проблемних питань оптимального інтегрального автоматизованого проектування елементів конструкції планера літака, запропоновано напрямки їх вирішення.

Постановка задачі. Автором у співпраці з іншими науковцями Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» та фахівцями Авіаційного науково-технічного комплексу ім. О. К. Антонова (м. Київ) розробляється й упроваджується методологія структурно-параметричного геометричного моделювання складних технічних об'єктів і процесів їх виготовлення [1-7].

Наведені публікації дають загальне уявлення про обрану стратегію автоматизованого проектування. Нині, для забезпечення можливості отримання кращих теоретичних і практичних результатів, існує гостра потреба в узагальненні та систематизації існуючих проблем розробки складної техніки, які в статті розглянуто на прикладі літака.

У [1] подано методику використання структурно-параметричних геометричних моделей (СПГМ) для організації оптимального, інтегрованого між багатьма дисциплінами (аеродинамікою, міцністю, конструкцією та ін.), ескізного проектування авіаційної техніки. Цією працею показано практичну реалізацію головних загальних принципів запропонованого підходу. Недоліком публікації можна вважати обмеженість її досліджень тільки окремим етапом життєвого циклу складного об'єкта. Робота [2], де проаналізовано інтегроване комп'ютерне створення носової частини фюзеляжу, певною мірою нівелює наведену ваду, поширюючи сферу ефективного використання СПГМ на робоче проектування конструкції планера літального апарата. У [3,4] більш докладно подано автоматизоване структурно-параметричне твердотільне моделювання в CADD5 кількох груп деталей і вузлів крила літака. В останній публікації додатково запропоновано шляхи поєднання геометричними засобами процесів

проектування й виготовлення складної продукції машинобудування в умовах застосування новітніх інформаційних програмних пакетів.

Розвідками [5,6] показано приклади технологічного проектування авіаційної техніки та можливості структурно-параметричного підходу щодо оптимального управління виробництвом. Працею [7] окреслено напрями використання створюваної методології моделювання для наскрізної інтеграції всіх етапів (з експлуатацією включно) життєвого циклу складної продукції машинобудування.

Слід зауважити, незважаючи на суттєві успіхи проектування на певних стадіях і у сфері окремих технічних дисциплін, існує значна кількість проблемних питань стосовно ефективного поєднання отриманих результатів, оскільки відомо, що система, створена з оптимальних елементів, сама не обов'язково є такою. Так аеродинамічні розрахунки, які спрямовані на одержання найкращих льотних характеристик літака, значною мірою базуються на геометричних параметрах несучих поверхонь. Тому форма та розміри останніх обчислюються досить ретельно. У такий спосіб виготовляються й моделі для фізичних експериментів. На базі отриманих результатів робляться відповідні висновки. Але при цьому, на стадії ескізного проектування, достатньо проблематично відтворити точно, наприклад, поведінку реального крила під час дії різноманітних навантажень у польоті, оскільки наявні деформації залежать від міцності та жорсткості ще тільки створюваної конструкції.

Таким чином, очевидно, що ліпшим буде не теоретично кращий обчислений екстремум аеродинамічних характеристик, який можна отримати на практиці (або й ні) прискіпливо забезпечуючи високу точність геометричних параметрів, а менш чутливий до відхилень форми та розмірів варіант розроблюваної несучої поверхні.

Отже, проектування по СПГМ [1-7] потрібно проводити з широким використанням імовірнісних розрахунків. Також, під час опрацювання питань аеродинаміки, необхідно обов'язково комплексно враховувати потреби технології, експлуатації, економіки й т. д. Так, зокрема, ефект від застосування криволінійного крила повинен перевищувати збільшення витрат, порівняно з лінійною поверхнею, на його виготовлення. Стосовно суто конструювання доцільно зазначити, що більш надійними в експлуатації та дешевими на виробництві є стандартні й уніфіковані деталі та складальні одиниці, нормалізовані напівфабрикати й матеріали.

Головною ж проблемою для авіаційної техніки в цьому випадку є недоцільне збільшення маси виробів. Певною мірою вирішити наведену задачу можна шляхом застосування комп'ютерних групових технологій на базі структурно-параметричного підходу [4].

Відповідні комплексні моделі дозволяють ефективно проводити адаптацію існуючого виробничого середовища підприємств до наявної конструкції деталей, вузлів та агрегатів авіаційної техніки [6]. Отже, одним із засобів підвищення гнучкості й оптимальності проектних рішень є побудова комп'ютерних моделей у такий спосіб, що останні структурно-параметрично

відтворюють не тільки формування кінцевої геометрії деталей і складальних одиниць а й можливі варіанти технології їх виготовлення.

За своєю природою процеси опрацювання об'єктів машино-будування, як правило, є ітераційними. Це обумовлено потребою оптимізації характеристик продукції, що вимагає здійснення постійного аналізу та циклічного повернення на попередні стадії й етапи. Тому, нерідко, складна техніка одночасно проектується в кількох варіантах із метою отримання кращих розв'язків. Однак поліпшення одних її параметрів, унаслідок відповідного перерозподілу обмежених ресурсів, доволі часто призводить до погіршення інших, що викликає необхідність оперативного порівняння наявних модифікацій. Чим більше розглянуто останніх, тим якіснішими є розробки та суттєво зростає впевненість у досягненні поставленої мети.

Отже, можна вважати, що аналіз значної кількості альтернатив і проведення їх комплексної оптимізації становлять одну з головних задач конструкторсько-технологічного проектування авіаційної техніки.

Застосування нових ефективних методів комп'ютерного моделювання (зокрема, структурно-параметричного підходу [1–7]) розширює область досліджуваних розв'язків і зменшує при цьому трудомісткість виконуваних робіт. Нині перспективним напрямком створення авіаційної техніки є опрацювання цілої родини літаків різноманітного призначення на основі одного базового варіанта. Це дозволяє формувати фактично один проект, але в кількох різновидах. Такі заходи суттєво прискорюють і здешевлюють не тільки розробку літаків, а й підготовку їх серійного виробництва, полегшують освоєння льотно-технічним складом та спрощують експлуатацію.

Прикладом успішної реалізації оптимального проектування складної продукції машинобудування є створення АН–124 «Руслан» у рамках комплексної цільової програми, що передбачала покращення всіх складових ефективності літального апарата: аеродинамічних характеристик; показників міцності та ресурсу; функціональних можливостей силової установки, систем й обладнання; трудомісткості технічного обслуговування та ремонту тощо.

Застосування зазначеної програми дало потужний поштовх для прискореного розвитку не тільки авіаційної, а й інших галузей промисловості. Крім розглянутих вище, існують й інші проблемні питання оптимального проектування сучасного літака, які більш докладно проаналізувати не дозволяє обсяг даної публікації.

Висновки. В умовах широкого застосування комп'ютерних інформаційних технологій запропоновані напрямки вирішення існуючих проблем сприятимуть покращенню якості створюваної авіаційної техніки. Складність та важливість поданої тематики потребує проведення подальших наукових досліджень.

Список використаної літератури.

1. Ванін В.В. Структурно-параметричні геометричні моделі як основа для узгодженої розробки літака на стадії ескізного проектування / Ванін В.В., Вірченко Г.А., Ванін І.В. // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – №4. – К.: НТУУ «КПІ», 2006. – С. 35-41.

2. Вірченко Г.А. Комп'ютерні моделі базової геометрії – одна з основ автоматизованого конструювання сучасного літака / Вірченко Г.А. // VI міжнародна науково-технічна конференція “Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки”. Збірка доповідей. Частина II. – К.: НТУУ “КПІ”, 2007. – С. 231-235.

3. Вірченко Г.А. Деякі питання комп'ютерного структурно-параметричного конструювання вузлів літака / Вірченко Г.А. // Інформаційні системи, механіка та керування. – Вип. 1. – К.: НТУУ “КПІ”, 2008. – С. 70-76.

4. Ванін В.В. Структурно-параметричне геометричне моделювання як засіб підвищення ефективності групових технологій у машинобудуванні / Ванін В.В., Вірченко Г.А., Ванін В.В. // Праці Тавр. держ. агротех. університету. – Вип. 4, т. 39. – Мелітополь: ТДАТУ, 2008. – С. 9-17.

5. Вірченко Г.А. Інтегроване варіантне комп'ютерне конструкторсько-технологічне проектування авіаційної техніки / Вірченко Г.А. // Механіка гіроскопічних систем. – Вип.19. – К.: НТУУ “КПІ”, 2008. – С. 125-132.

6. Ванін В.В. Структурно-параметричні геометричні моделі як інваріантна складова комп'ютерних інформаційних технологій підтримки життєвого циклу виробів машинобудування / Ванін В.В., Вірченко Г.А., Ванін В.В. // Праці Тавр. держ. агротех. академії – Вип. 4, т. 36. – Мелітополь: ТДАТА, 2007. – С. 16-21.

7. Вірченко Г.А. Структурно-параметричне геометричне моделювання як елемент ресурсозберігаючих технологій у життєвому циклі складної продукції машинобудування / Вірченко Г.А., Ванін В.В., Вірченко В.Г. // Геометричне та комп'ютерне моделювання. – Вип. 21. – Харків: ХДУХТ, 2008. – С. 11-15.

Дистанционно пилотируемый самолет «Птах»: концепция, проект,
реализация

В.А. Канченко, В.Б. Колесниченко,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут» м. Київ, Україна

The remote-controlled vehicle: conception, project, realization

V. Kanchenko, V. Kolesnichenko,

National Technical University of Ukraine "KPI", Ukraine, Kiev.

В последнее десятилетие круг задач, решаемых с помощью малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), значительно расширился. Количество типов БПЛА в мире измеряется сотнями, а число построенных аппаратов - тысячами единиц, диапазон масс БПЛА колеблется в пределах от нескольких сотен грамм до десятков тонн. В то же время в вопросах проектирования БПЛА сохраняются те же подходы, что и при проектировании пилотируемых летательных аппаратов: для проектирования БПЛА не создана специальная нормативная база, рекомендации по проектированию, нет достаточно хорошего обобщения статистических материалов. В то же время очевидно. Что эксплуатация БПЛА предъявляет целый ряд совершенно иных требований к конструкции ЛА и требует других подходов к процессу проектирования и конструирования ЛА.

Сверхлегкий дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА) «Птах» разработан коллективом преподавателей и студентов факультета аэрокосмических систем НТУУ «КПИ» для задач патрулирования и мониторинга протяженных объектов. Выполнение таких задач требует размещения на борту ЛА полезной нагрузки массой 15-35 кг с возможностью выполнения полета в течение 4-6 часов в диапазоне скоростей 55-120 км/ч.

В основу концепции этого БПЛА были положены следующие принципы:

- создание конструкции летательного аппарата, стоимость которой будет существенно ниже стоимости полезной нагрузки;
- предельная технологичность и ремонтпригодность конструкции в случае повреждения в полевых условиях;
- запрограммированная фрагментарность повреждения конструкции;
- максимальная защита полезной нагрузки в случае повреждения конструкции ЛА;
- возможность эксплуатации с малоразмерных неподготовленных площадок без привлечения дополнительного оборудования;
- возможность быстрой сборки и разборки в полевых условиях;
- нетребовательность к уровню квалификации эксплуатирующего персонала;
- возможность выполнения сложных маневров вблизи поверхности Земли, возможность выполнения задач в условиях сильной турбулентности атмосферы.

Можно резюмировать, что авторами проекта была поставлена трудноразрешимая задача создания дешевой, высокопрочной конструкции с высокими летно-техническими и эксплуатационными характеристиками

Противоречивость комплекса этих требований могла быть разрешена только с помощью создания конструкции с чрезвычайно высокой массовой эффективностью. Уверенность в реализуемости такой задачи была основана на большом опыте проектирования, расчета и конструирования пилотируемых сверхлегких летательных аппаратов коллективом СКБ факультета.

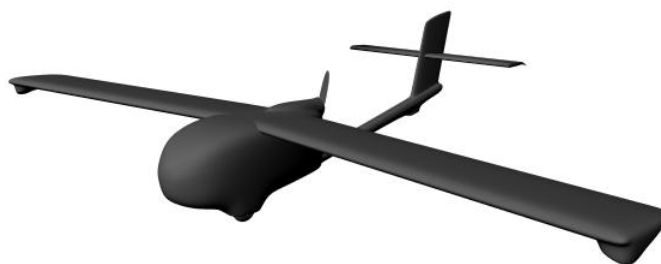


Рис.1 - Общий вид ДПЛА «Птах»

На основании статистического анализа массовых характеристик малогабаритных летательных аппаратов был сделан вывод, что наилучшая массовая эффективность конструкции может быть достигнута при использовании так называемой технологии «ultralight» - создание каркасной конструкции из тонкостенных высокопрочных дюралевых труб в сочетании синтетической тканевой обшивкой аэродинамических поверхностей. Эта технология отлично зарекомендовала себя в последние десятилетия при создании сотен образцов одноместных и двухместных малогабаритных ЛА, в то же время использование ее в конструкции БПЛА является новым шагом.

При выборе общей компоновки авторы проекта руководствовались прежде всего соображениями максимальной защиты дорогостоящих элементов конструкции (коммерческой нагрузки и силовой установки) и обеспечения в то же время достаточного обзора для видеокамер, которые могут составлять целевую нагрузку. Амортизированное шасси с значительным выносом носовых колес относительно центра масс обеспечивает простую технологию взлета самолета «с трех точек». Найденное решение практически исключает возможность переворота самолета при любом неконтролируемом маневрировании за землей и грубой посадке. Аэродинамическая схема самолета «Птах» выбрана из соображений обеспечения достаточно высоких летных характеристик в сочетании с высокой устойчивостью самолета при больших углах атаки и крена.

Высокорасположенное крыло среднего удлинения с невысоким сужением имеет тканевую обшивку. Крыло набрано из специально разработанных для данного самолета аэродинамических профилей ADG14630 - ADG17625 с относительной толщиной от 14% до 17.6% хорды профиля (рис.2). При разработке данного семейства профилей учтены эффекты аэроупругости, наблюдающиеся на крыльях с тканевой обшивкой, что позволило решить задачу реализуемости контура профиля в полете.

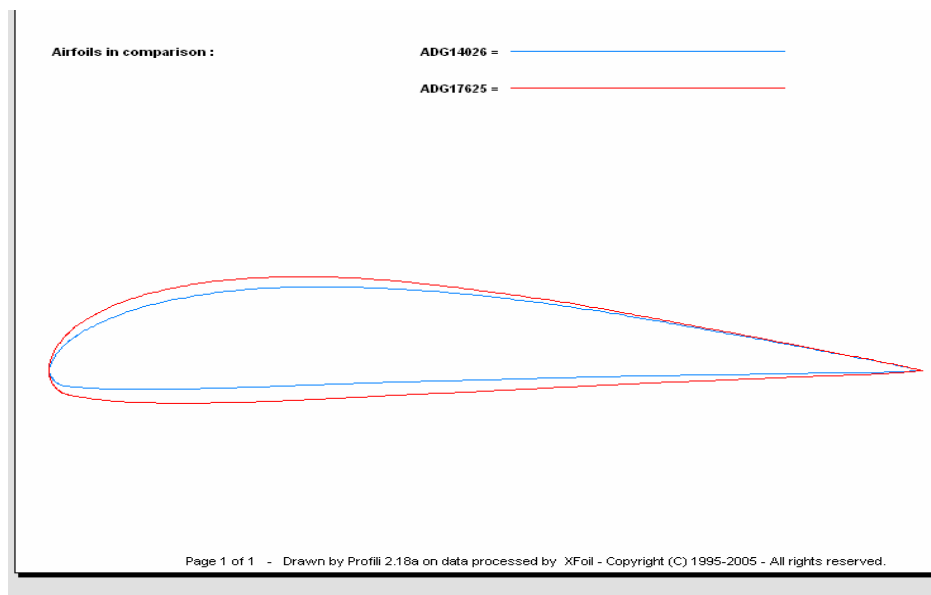


Рис.2 – Профили крыла ДПЛА «Птах»

По задней кромке крыла размещены простые закрылки и зависающие элероны. Оперение нормальной аэродинамической схемы. Самолет имеет электродистанционную систему управления с возможностью электротриммирования всех рулей. Руль высоты секционирован и имеет (также как и элероны) отдельные каналы управления, что обеспечивает высокую надежность управления в критических каналах. Предусмотрена возможность коммутации закрылков и элеронов в полете для повышения поперечной управляемости самолета. Предусмотрены предустановленные схемы отклонения рулей на случай потери канала радиосвязи или посадки вне видимости оператора. Самолет предполагается оснастить бортовой системой автоматического управления полетом.

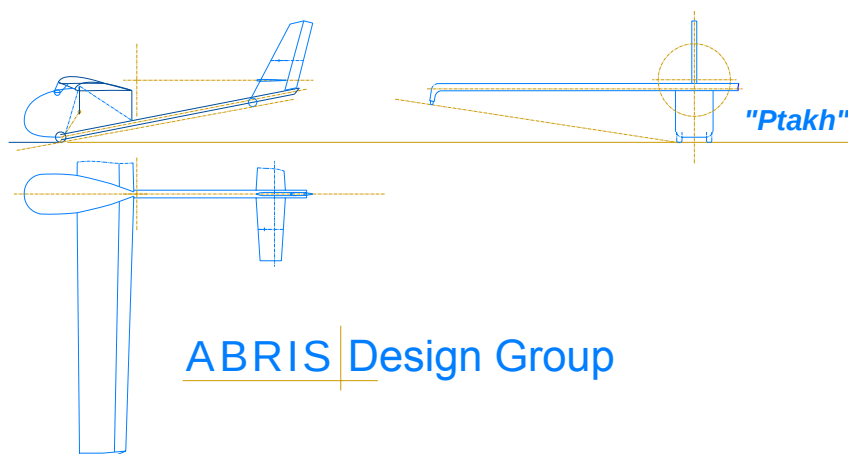


Рис.3 – Схема ДПЛА «Птах»

Техническое предложение по ДПЛА «Птах» (рис.3) было сформулировано в январе 2007 года. В ходе разработки проекта был выполнен большой комплекс работ, включающий создания трехмерной параметрической модели самолета, исследования в виртуальной аэродинамической трубе (рис.4), выбор и обоснование норм летной годности, расчет внешних нагрузок, расчет напряженно-деформированного состояния конструкции методом конечных элементов.

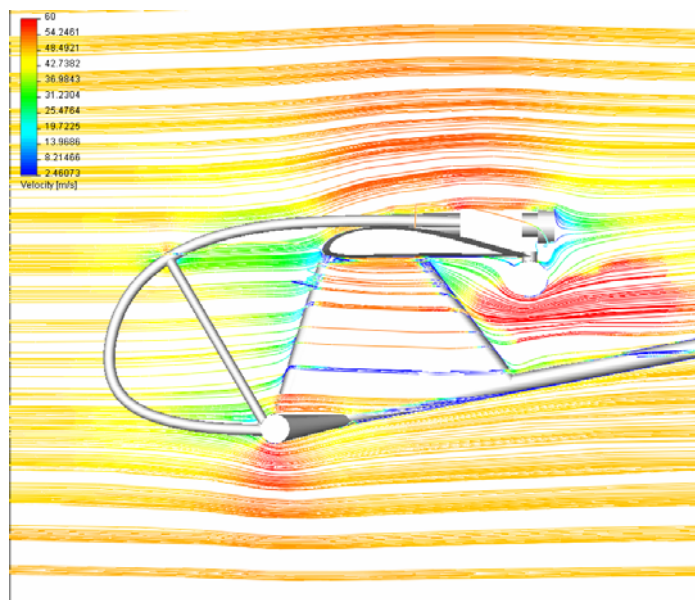


Рис.4. Моделирование обтекания ДПЛА «Птах»

Для постройки первого образца была создана специальная технологическая документация и разработан комплект плазово-шаблонной документации. Тканевая обшивка самолета изготовлена специалистами ООО «Аэрос». Постройка первого образца была закончена в апреле 2008 года. (рис.5)



Рис. 5. ДПЛА «Птах» на летном поле

В июне проведены прочностные натурные испытания самолета на автомобильном стенде, в ходе которых проверены деформации конструкции и функционирование системы управления на скоростях вплоть до максимальной маневренной скорости $V_a=130$ км/ч. В июне – октябре проведен цикл летных испытаний самолета. Программа испытаний включала в себя полеты с различной взлетной массой (от 47кг до 68кг), полеты во всем расчетном диапазоне скоростей полета, выполнение фигур простого и сложного пилотажа (развороты с большим углом крена, боевые развороты, бочки, петля Нестерова), испытания на штопор, посадка с остановленным двигателем, взлет и посадка с отклоненной механизацией крыла, выпуск и уборка механизации в воздухе, экстремальное маневрирование на земле, полеты в сильный ветер (до 16 м/с), полеты в условиях высокой турбулентности, грубые посадки. Полеты выполнялись с неподготовленной площадки с травяным покрытием (нерабочая часть летного поля аэродрома «Бузовая» под Киевом). Параметры полета фиксировались с помощью видеоаппаратуры, установленной как на Земле так и на борту самолета, а также с помощью бортового регистратора параметров полета GPS Logger. Летные испытания в

целом подтвердили правильность выбранной концепции и технических решений. Самолет показал хорошую управляемость и устойчивость при экстремальном маневрировании в воздухе и на земле, высокую прочность и надежность конструкции. Штопорные испытания показали невозможность непреднамеренного входа в штопор и способность самолета выполнять автоматический выход из него при преднамеренном выполнении этой фигуры. Транспортировка самолета на аэродром выполнялась легковым автомобилем, среднее время подготовки самолета к полету составило 20-30 мин. В ходе испытаний были подтверждены заявленные характеристики самолета. Скорость сваливания оказалась существенно ниже расчетной, что можно объяснить позитивным адаптивным эффектом профиля крыла с мягкой тканевой обшивкой. Отдельно следует отметить подтвержденную высокую массовую эффективность самолета – полет с максимальной нагрузкой 35кг, превышающей массу пустого самолета, был выполнен несмотря на неблагоприятные метеоусловия (дождь и сильный ветер).

Успешная реализация проекта создания легкого дистанционно-управляемого самолета «Птах» являет результатом комплексного и последовательного подхода к задаче проектирования, расчета, разработки и создания конструкции. Успех проекта является итогом многолетних работ по созданию и совершенствованию методов статистического анализа конструкций, аэродинамического и прочностного расчетов и целого ряда других работ, выполненных коллективом факультета АКС НТУУ «КПИ» в последнее десятилетие.

Таблица 1. Основные характеристики ДПЛА «Птах».

Размах крыла, м	5,080
Площадь крыла, м ²	2,540
Удлинение крыла	10,160
Сужение крыла	1,22
Масса пустого, кг	31
Максимальная взлетная масса, кг	70
Максимальная масса целевой нагрузки, кг	33
Продолжительность полета с максимальной нагрузкой, ч	2
Максимальная продолжительность полета, ч	6
Мощность двигателя, л.с.	15
Минимальная скорость полета, км/ч	50
Крейсерская скорость полета, км/ч	110
Максимальная скорость горизонтального полета, км/ч	140
Длина разбега, м	25 – 50
Скороподъемность у земли (с полетной массой 50-70 кг), м/с	6 - 2.5

УДК 681.3.06

ФОРМУЛИРОВКА ПРОБЛЕМАТИКИ ДИСТАНЦИОННОГО МОНИТОРИНГА ПАЦИЕНТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БЕСПРОВОДНОЙ СВЯЗИ

Исследования проблемы мониторинга в области подиатрии.

За последние 10 лет стало популярным использование сложной аппаратуры для измерения, как подошвенного давления, так и центра давления. Такие приспособления как F-Scan, emed/pedar, Musgrave, Electrodynogram (EDG) и силовая платформа Кистлера сейчас не так широко используются при оценке функций стопы.

В ряде исследований были замерены альтерации в центре давления (АЦД). Сначала МакПойл и др. (McPoil et al., 1989) оценили воздействие ОС на АЦД 18 женщин с деформациями переднего отдела стопы (у 9 из них был варус и у других 9 - вальгус переднего отдела стопы). Используемые ортозы описаны как «ригидные, полуригидные и мягкие». Результаты показали, что в варусной группе только обувь значительно уменьшила зону АЦД. В то же время в вальгусной группе обувь и все три типа ортозов уменьшили зону АЦД по сравнению с положением босиком, однако значительных различий между тремя видами ортозов не наблюдалось. Основываясь на показателях АЦД, можно предположить, что у ортозов нет преимущества перед обувью с хорошей стабильностью заднего отдела стопы, применяемой для женщин с варусной деформацией переднего отдела. Напротив, женщинам с вальгусной деформацией переднего отдела стопы ортозы принесут такую же пользу, как и устойчивая обувь.

Шерер и Собьеск (Scherer and Sobiesk, 1994) также провели оценку воздействия «функциональных» ОС на АЦД среди 18 участников. Они обнаружили, что АЦД смещалась латерально у 92% участников, чей коэффициент АЦД (латеральная зона от АЦД, разделенная медиальной зоной от АЦД) был первоначально смещен медиально. Однако метод определения коэффициента АЦД в данном исследовании может быть ошибочен - на бумагу наносился отпечаток стопы с выделенным АЦД, затем отпечаток разрезался по линии АЦД и взвешивались медиальные и латеральные части бумаги. Дальнейшее исследование показало подобное латеральное смещение в «мгновенный центр силы» с «медиальной стелькой-супинатором», однако, исследование было проведено только на 5 участниках Скрантоном и др. (Scranton et al., 1982). Напротив, Миллер и др. (Miller et al., 1996) не нашли изменений в АЦД, хотя и обнаружили, что «функциональные» ОС уменьшили как вертикальные, так и антеропостериорные силы взаимодействия с поверхностью на ранних стадиях фазы опоры походки. В силу того, что еще надо определить клиническую значимость АЦД, по-видимому, анализ воздействия ОС на АЦД все еще находится на экспериментальной стадии. Однако существует вероятность, что, если определены нормальные АЦД, и если это представляет важность, то можно использовать ОС для смещения аномальных АЦД.

Также изучались не только изменения АЦД, но и воздействие ОС на временные параметры и верхние показатели давления. Беннетт и др. (Bennett et al., 1996) провели оценку ОС у 22 участников. Используя ОС «корневого типа», они обнаружили, что латеральный край стопы достигает максимально верхнего показателя давления от 5% до 7% ранее в фазе опоры походки, и, наоборот, медиальный край достигает максимально верхнего показателя давления позже. В противоположность этим результатам Корнвел и МакПойл (Cornwall and McPoil, 1997) оценили воздействие ОС на стимуляцию нагрузки плантарной поверхности у 10 здоровых добровольцев. Использовались 2 разных типа ортозов: «ригидный» и «аккомодационный». Ригидным приспособлением являлся изготовленный заводским способом ортоз, модифицированный с использованием фена для удобства, а затем были применены клинья переднего и заднего отделов стопы. Было обнаружено, что медиальный передний отдел стопы подвергался нагрузке значительно раньше при ригидных ортозах по сравнению с мягкими ортозами или положением стопы в обычной обуви. К несчастью, Корнвел и МакПойл не ссылались на исследования Беннетта и др. (1996). Различия можно объяснить тем, что Корнвел и МакПойл разделили стопу на 7 различных зон для оценки плантарных давлений. Помимо этого, они использовали сравнительно «нормальных» участников, тогда как Беннетт и др. привлекали пациентов с предыдущей историей болезни стопы и ноги.

Дальнейшее исследование также обнаружило, что ОС («базисный» или «инверсный стиль Блейка») значительно влияли на временные показатели походки (Рид и др., Reed et al., 1996). Средняя фаза опоры сократилась на 6-8%, а пропульсивная фаза удлинилась на 6%. Ортозы также сократили длительность нагрузки давлением под пяткой и передним отделом стопы. Интересно, что ортозы «инверсный стиль Блейка» проявили значительно более длительную нагрузку под медиальной частью пятки и пятым метатарзальным суставом по сравнению с «базисными» ортозами.

Помимо временных параметров, 4 последних исследования оценивали снижение плантарного давления при использовании разных типов ортозов. Новик и др. (Novick et al., 1993) продемонстрировали значительное снижение плантарного давления при использовании «ригидных relief ортозов», предполагая, что такие ортозы можно использовать для стопы, потерявшей чувствительность. Помимо этого, Альбер и Ринойе (Aldert and Rinoie, 1994) специально изучали эффект «изготовленных на заказ» ОС, производимый на пациентов с пронируемыми стопами и диабетом. Подобным образом, они наблюдали значительное уменьшение плантарного давления под первой метатарзальной головкой, предполагая, что этот тип ортозов принесет пользу стопам, потерявшим чувствительность. Далее, Ходж и др. (Hodge et al., 1997) продемонстрировали, что «изготовленные на заказ» ОС с метатарзальным сводом являлись самыми эффективными для уменьшения плантарного давления 12 пациентов с ревматоидным артритом и метатарзалгией (болезнь Мортон). Помимо этого, данный тип ортозов также наиболее эффективно снижал болевые ощущения. Наконец, Постема и др. (Postema et al., 1998) обнаружили, что «шаблонные на заказ стельки» уменьшали силовой импульс на 10,1% и верхний

показатель давления на 18,2% в центрально-дистальной зоне переднего отдела стопы пациентов с метатарзалгией. Интересным результатом стал, однако, тот факт, что подобным эффектом обладает подошва-качалка (rockerbar).

Также были проведены 2 единичных тематических экспериментальных design исследования, оценивающих воздействие ОС на плантарное давление. Трудно делать обобщения на основании единственного тематического проекта (design). МакПойл и Корнвел (1991) оценили воздействие мягких ОС на силы переднего и заднего отделов стопы. Они обнаружили, что ортозы значительно уменьшали вертикальную силу как во время бега, так и во время ходьбы. Второе исследование показало, что при использовании ортозов уменьшается интеграл силового времени (Корнвел и МакПойл, 1992). Однако они провели тестирование ортозов как при наличии, так и без варусных клиньев заднего отдела стопы и пришли к выводу, что клинья не оказывали значительного воздействия на плантарное давление переднего отдела стопы.

Выводы

Можно выделить несколько основных методов диагностирования стопы.

- 1) Визуальная диагностика.
- 2) Плантоскопия: диагностика с использованием плантоскопа.
- 3) Плантосканирование: использования аналога обычного сканера для получения отпечатка ступни.
- 4) Плантография: получения отпечатка при нажатии окрашенной ступней на чистой поверхности.
- 5) Тензорезистивная диагностика: Самый технологичный из выше названных методов. Используется определенная площадь покрытая тензорезисторами с которых поочередно снимаются показатели и группируются в визуальный образ с градацией силы натиска на каждом датчике. Именно его использование поможет качественно решить поставленную задачу.

Основными проблемами являются: недостаточное разрешение измерительной поверхности. Характеристики датчиков, в которых область с максимальной погрешностью совпадет с областью наиболее информативных значений.

Целью магистерской работы будет уменьшение размеров аппаратно-программных комплексов диагностики, улучшение качества измерений. достижение мобильности, путем создания модулей беспроводной связи, что обеспечит удобное органичное использование устройства. Увеличение разрешающей способности. Создание программных алгоритмов анализа полученной информации для достижения наиболее информативного, с медицинской точки зрения, численного и графического представления информации.

Использование интерфейса I2 позволит с высокой скоростью, до 500 раз в секунду, снимать показания датчиков, что обеспечит четкий конечный результат и позволит наблюдать за пациентом в динамике. Так же это дает возможность проводить наблюдения во время ходьбы или бега, что важно для спортсменов.

Апаратно-программный комплекс расширяет функции обычной диагностики, программное обеспечение устанавливаемое на любой компьютер позволит печатать, сохранять и составлять статистические отчеты касающиеся всех о пациентах. При разработке решаются такие проблемы как: улучшение точности измерений, достижение мобильности за счет соединения модулей с помощью беспроводной связи, что обеспечит удобное использование прибора, создание алгоритмов анализа полученной информации для достижения наиболее информативного, с медицинской точки зрения, числового и графического представления информации.

Література:

1. Rao UB, Joseph B. The influence of footwear on the prevalence of flat foot. A survey of 2300 children. J Bone Joint Surg (Br) 1992;74B:525-7.
2. Sachithanandam V, Joseph B. The influence of footwear on the prevalence of flat foot. A survey of 1846 skeletally mature persons. J Bone Joint Surg (Br) 1995;77:254-7.
3. <http://www.stopa.info/articles/04/03>
4. Пат. Номер 3214322. teksan.
5. <http://www.podiatry.ru/medrequest/>

УДК 389.12.14

УНІВЕРСАЛЬНИЙ МОДУЛЬ ВІДДАЛЕНОГО ВВОДУ-ВИВОДУ ДАНИХ НА БАЗІ МІКРОКОНТРОЛЛЕРА C8051F064

Богомазов С.А., Барсук А.О.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут»

м. Київ, Україна

BarsukArtem@rambler.ru

Разом із розвитком промислових технологій зростає об'єм інформації, що підлягає обробці. Обчислювальні системи, на які покладені ці операції ускладнюються як технічно, так і програмно, що призводить до зниження надійності їх роботи, додаткових часових затрат, а також збільшення їх собівартості та витрат на обслуговування. Доцільним рішенням є використання інтелектуальних пристроїв віддаленого вводу-виводу, що виступають проміжною ланкою між центральним комп'ютером та кінцевими приладами або засобами первинного збору інформації. Такі пристрої виконують частину обчислювальних операцій, пов'язаних з перетворенням вхідних або вихідних даних за умов збереження швидкодії всієї системи, повинні мати високу надійність та низьку собівартість.

Розроблено універсальний модуль віддаленого вводу-виводу, що базується на мікроконтролері фірми Silicon Laboratories C8051F064/63 (який має у своєму складі два 16-розрядних АЦП з швидкодією 1 млн. перетворень в секунду та два 12-розрядних ЦАП). Модуль виконує функції цифро-аналогового, аналогово-цифрового перетворення, цифрового вводу-виводу, вводу-виводу частотно-часових сигналів.

Для обміну інформацією з керуючим пристроєм використовується протокол DCON на базі інтерфейсу RS-485. Підтримується діапазон швидкостей передачі інформації від 1200 біт/с до 115200 біт/с. Розроблений модуль підтримує стандартну систему команд DCON. Реалізовано два режими обміну інформацією: незахищений та з використанням контрольної суми.

Розроблений модуль призначений для використання в промислових умовах, що характеризуються підвищеним рівнем електромагнітних завад. Завадостійкість модуля забезпечується апаратним сторожовим таймером з боку пристрою віддаленого вводу-виводу та програмним сторожовим таймером пристрою управління, часовий інтервал для якого задається програмно. В програмному забезпеченні реалізовані алгоритми ініціалізації та автоматичного відновлення роботи модуля у випадку збою. Програмна оболонка містить у своєму складі оптимізовані алгоритми первинної

обробки інформації. Модуль підтримує драйвери для сумісної роботи з Lab View та Java.

Сферою застосування універсального модуля вводу-виводу є системи промислової автоматизації виробничих процесів, системи розподіленого збору інформації з віддаленим доступом до обладнання, системи віддаленого керування.

Використання універсального модуля вводу-виводу дозволяє суттєво зменшити вартість розподілених систем збору та обробки вимірювальних даних порівняно із існуючими спеціалізованими аналогами.

Перелік літератури:

1. Абель П. Язык ассемблера для IBM PC и программирования/ Пер. с англ. Ю.В. Сальникова.-М.:высш.шк.,1992.-447с
2. Зеленков А.А., Соченко П.С. «Микропроцессорные системы. Конспект лекций» - К. КМУГА, 1995 – 120 с.
3. Юров В., Хорошенко С. Ассемблер (учебный курс) Санкт- Петербург, Москва, Харьков, Минск: из-во Питер, -1999.-672с.
4. ICP DAS Technical Support Documentation
5. Silicon Laboratories datasheet MCU C8051F064

НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЬ ИСПЫТАНИЙ ПО ПОЛНОСТЬЮ ВЛОЖЕННОЙ СХЕМЕ

Безрученко Татьяна
НТУУ «КПИ», ФАКС, ВА-42,
тел. 098-274 95 12
va42-bezruchenko@mail.ru

Целью проведения испытаний является подтверждение повторяемости и воспроизводимости результатов измерений, и, следовательно, доверие к результатам, полученным в разных лабораториях, разными операторами или в одной лаборатории, в разные дни.

Исходная статистическая модель

С целью оценки точности (правильности и прецизионности) метода измерений исходим из следующей статистической модели

$$y = m + B + e$$

где m - общее среднее значение (математическое ожидание);

B - лабораторная составляющая систематической погрешности в условиях повторяемости*;

e - случайная составляющая погрешности каждого результата измерений в условиях повторяемости.

** Условия повторяемости: Условия, при которых независимые результаты испытаний получают одним и тем же методом на идентичных объектах испытаний, в одной и той же лаборатории, одним и тем же оператором, с использованием одного и того же оборудования, в пределах короткого промежутка времени.*

Прецизионность является общим термином для выражения изменчивости повторяющихся измерений. Два условия прецизионности, называемые условиями повторяемости и воспроизводимости необходимы для представления изменчивости метода измерений. В условиях повторяемости влияющие факторы считают постоянными, и они не влияют на изменчивость, в то время как в условиях воспроизводимости все эти факторы переменны и влияют на изменчивость результатов испытаний. Таким образом, повторяемость и воспроизводимость представляют собой два крайних случая прецизионности, где первый характеризует минимальную, а второй -

максимальную изменчивость результатов. Прочие промежуточные условия между этими двумя экстремальными условиями прецизионности допустимы, когда один или несколько влияющих факторов могут изменяться. Прецизионность, выражают в терминах стандартных отклонений.

Показатели прецизионности называются промежуточными по той причине, что их численные значения располагаются между двумя экстремальными показателями прецизионности метода измерений: значениями стандартных отклонений повторяемости и воспроизводимости.

Трехфакторный полностью вложенный эксперимент

Данные, полученные в результате эксперимента, обозначают через Y_{ijk} ($i = 1, \dots, I$; $j = 1, \dots, J$; $k = 1, \dots, K$), а средние значения имеют следующий вид:

$$\bar{Y}_{ij\cdot} = \frac{1}{K} \sum_{k=1}^K Y_{ijk}, \quad \bar{Y}_{i\cdot\cdot} = \frac{1}{J} \sum_{j=1}^J \bar{Y}_{ij\cdot}, \quad \bar{Y}_{\dots} = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^I \bar{Y}_{i\cdot\cdot}.$$

где i - количество лабораторий, участвовавших в межлабораторном эксперименте.

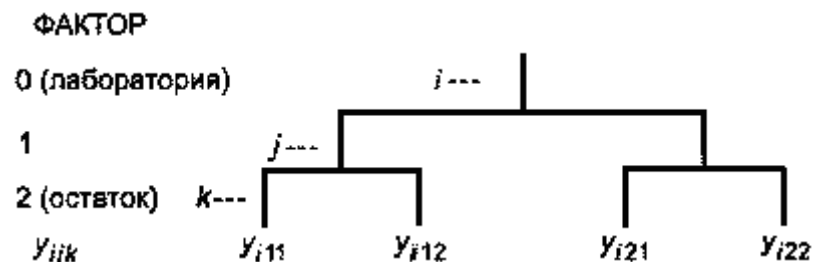


Рис. 1 — Трехфакторный полностью вложенный эксперимент.

Неопределенность (измерений): Параметр, связанный с результатом измерений характеризующий рассеяние значений, которые могли бы быть обоснованно приписаны измеряемой величине;

Понятие неопределенность измерения вводится для описания точности измерения как степени доверия к полученному результату.

Анализ ANOVA для трехфакторного полностью вложенного эксперимента
Полную сумму квадратов SST можно подразделить следующим образом:

$$SST = \sum_i \sum_j \sum_k (Y_{ijk} - \bar{Y}_{\dots})^2 = SS0 + SS1 + SS2,$$

$$\text{где } SS0 = \sum_i \sum_j \sum_k (Y_{i\cdot\cdot} - \bar{Y}_{\dots})^2 = JK \sum_{i=1}^I (\bar{Y}_{i\cdot\cdot} - \bar{Y}_{\dots})^2 = JK \sum_{i=1}^I (\bar{Y}_{i\cdot\cdot})^2 - JK \sum_{i=1}^I (\bar{Y}_{\dots})^2 ;$$

$$SS1 = \sum_i^I \sum_j^J \sum_k^K (Y_{ij\bullet} - Y_{i\bullet\bullet})^2 = K \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (\bar{Y}_{ij\bullet} - \bar{Y}_{i\bullet\bullet})^2 ;$$

$$SSe = \sum_i^I \sum_j^J \sum_k^K (Y_{ijk} - Y_{ij\bullet})^2 .$$

Таблица для анализа дисперсии ANOVA имеет следующий вид.

Табл. 1 —Анализ ANOVA для трехфакторного полностью вложенного эксперимента

Фактор	Степень свободы	Сумма квадратов	Средний квадрат	Ожидаемый средний квадрат
0 (лаборатория)	$(I - 1)$	SS0	MS0	$\sigma_r^2 + K\sigma_{(1)}^2 + KJ\sigma_{(0)}^2$
1 (оператор)	$I(J - 1)$	SS1	MS1	$\sigma_r^2 + K\sigma_{(1)}^2$
Остаток	$IJ(K - 1)$	SSe	MSe	σ_r^2
Сумма	$IJK - 1$	SST		

Таким образом, располагая оценками дисперсий $s_{(0)}^2 = \frac{1}{KJ}(MS0 - MS1)$,

$s_{(1)}^2 = \frac{1}{K}(MS1 - MSe)$ и $s_r^2 = MSe$, а затем проведя проверку отношений $\frac{s_{(0)}^2}{s_r^2}$ и $\frac{s_{(1)}^2}{s_r^2}$

по критерию Фишера можно оценить существенность влияния фактора 0 (лаборатории) и фактора 1(оператор) на результат.

Расчет неопределенности результатов в отличие от подхода, предложенного в *Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement*, осуществляется по эффекту отклонения влияющих величин без детализации влияющих факторов, т. е. не требуется знание модельного уравнения. Неопределенность оценивается в соответствии с оценкой дисперсии промежуточной прецизионности.

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ГЕНЕРАТОР ПСЕВДОСЛУЧАЙНЫХ ЧИСЕЛ ДЛЯ СРЕДЫ ГРАФИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ LABVIEW

А.Т. Киричейко, Ю.В. Бобков

Национальный технический университет Украины «Киевский
политехнический институт», Украина, г. Киев-056, пр. Победы 37, НТУУ
«КПИ», 2350, тел/факс (044)2418616

e-mail: kiricheikoa@mail.ru, bobkov@iit.ntu-kpi.kiev.ua

Случайные числа находят разнообразнейшее применение в науке и технике: при моделировании физических процессов, при численном анализе (метод Монте-Карло), для генерации ключей в криптографии (сетевая безопасность в компьютерных системах) и т.д.

Источники действительно случайных чисел найти трудно. Существуют физические аналоговые генераторы шумов, такие как детекторы событий ионизирующей радиации, газовые разрядные трубки и конденсаторы с утечкой. Развитие цифровой техники привело к появлению аппаратных генераторов случайных чисел, основанных на логических элементах, например таких как генератор, основанный на сдвиговых регистрах с обратной связью. Случайные числа можно также получить с помощью математических вычислений, например линейным конгруэнтным методом или методом Фибоначчи с запаздываниями.

Для использования аналоговых генераторов требуется реализация процедуры измерения значений выходного случайного физического параметра, то есть получения числового значения, а также, при необходимости, обеспечение его ввода в ЭВМ. Этих недостатков лишены аппаратные цифровые и математические методы, но они не позволяют получить истинно случайные числа. Последние два типа генераторов используют специальные алгоритмы. Эти алгоритмы детерминированы, но, если алгоритм хороший, полученную последовательность будет трудно отличить от случайной. Сгенерированные таким образом числа часто называют псевдослучайными. Цифровые аппаратные алгоритмы могут быть реализованы математическими методами, но это требует значительных вычислительных ресурсов.

К генераторам псевдослучайных чисел (ГПСЧ) выдвигаются два основных требования: случайность и непредсказуемость. Критериями того, что последовательность чисел случайная являются:

1. Однородное распределение, т.е. частота появления каждого числа должна быть приблизительно одинаковой.
2. Независимость, т.е. ни одно значение в последовательности не должно зависеть от других.

Непредсказуемость означает, что, даже зная алгоритм генератора и все предыдущие элементы последовательности, трудно вычислить следующие элементы.

Рассмотрим метод, основанный на сдвиговых регистрах с обратной связью. Такой ГПСЧ нашел довольно широкое применение благодаря простоте своей реализации и возможности получить последовательность, распределенную по равномерному закону.

Структура ГПСЧ на сдвиговом регистре с обратной связью представлена на рисунке 1.

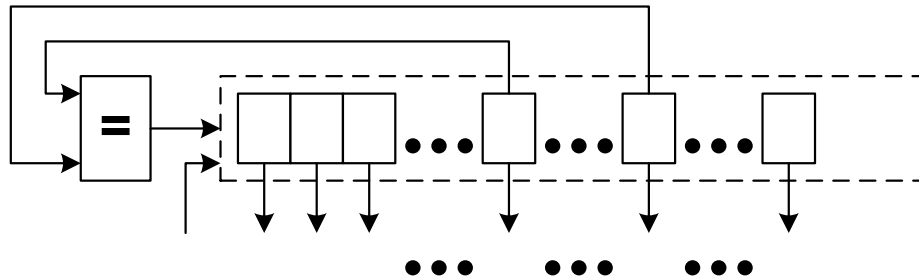


Рисунок 1 – Структура сдвигового регистра с обратной связью

На рисунке 1 обозначены:

DD1 – логический элемент «ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ ИЛИ»;

RG – сдвиговый регистр;

$D_0 \dots D_n$ – ячейки сдвигового регистра;

$N_0 \dots N_n$ – выходной код;

f – тактовая частота.

Сдвиговый регистр, имеющий длину n бит, тактируется фиксированной частотой f . В каждом такте код в регистре сдвигается вправо и на крайнюю левую позицию становится бит, сформированный обратной связью. Обратная связь реализуется с помощью логического элемента «ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ ИЛИ» некоторых битов $D_i \dots D_j$ регистра, называемых отводной последовательностью.

Число возможных состояний n -разрядного регистра составляет $K=2^n$, т.е. равно числу двоичных комбинаций из n бит. Однако состояние, когда в регистре содержатся все нули, является для данной схемы «тупиковым», поскольку «ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ ИЛИ» будет выдавать бесконечную последовательность нулей. Вследствие этого максимальная длина последовательности, которую можно сформировать с помощью данной схемы, равна $K=2^n-1$. Автокорреляционная функция такой

последовательности при нулевой задержке представляет собой δ -функцию Кронекера, а во всех остальных точках равна $-1/K$. Только при определенных отводных последовательностях регистр циклически пройдет через все $2^n - 1$ внутренних состояний. Для этого многочлен, образованный из отводной последовательности и константы 1, должен быть примитивным по модулю 2. Математические методы нахождения этих многочленов описаны в [2].

ГПСЧ на сдвиговом регистре представляет значительный интерес при использовании в разработке различных виртуальных устройств.

Наиболее широко применяемым программным средством для создания виртуальных приборов, макетов и панелей является пакет LabVIEW, который стал мировым стандартом в области компьютерных измерительных систем. Пакет представляет собой высокоэффективную среду графического крупноблочного программирования. Стандартный генератор случайных чисел (ГСЧ) пакета LabVIEW не позволяет получить однородное распределение, особенно при небольшом массиве чисел. Функциональность этого ГСЧ также ограничена.

Рассмотренный выше ГПСЧ обладает лучшими параметрами, но также не лишен недостатков. Можно отметить следующее:

- генерация случайных чисел только по равномерному закону распределения;
- отсутствие возможности формирования на выходе ГПСЧ одного числа;
- необходимость перезадавания начального кода для изменения генерируемого массива чисел

Для устранения указанных недостатков ГПСЧ была разработана структурная схема многофункционального ГПСЧ на сдвиговом регистре с обратной связью, представленная на рисунке 2.

Сдвиговый регистр имеет 8 разрядов, то есть ГПСЧ способен генерировать массив длиной 255 отсчетов. Отводная последовательность состоит из битов 2, 3, 4 и 7. При включении стенда стандартный ГСЧ генерирует число в диапазоне (1,255), которое преобразуется в двоичное число и записывается в сдвиговый регистр как начальная последовательность битов. Это же число в десятичном виде является первым элементом массива данных. По сигналу от формирователя сигнала сдвига происходит сдвиг регистра вправо на одну позицию, а в крайнюю левую позицию записывается бит, сформированный элементом «ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ ИЛИ» из отводной последовательности. Новая последовательность битов преобразуется в десятичное число и добавляется в массив данных. После заполнения массива числами он подается на нормирующее устройство 1, где приводится к диапазону (0,1). Таким образом, мы получаем массив равномерно распределенных чисел. Для получения нормального распределения

случайных чисел с заданными математическим ожиданием (МО) и средним квадратическим отклонением (СКО) используется формирователь нормального закона.

Преобразование равномерного распределения в нормальное происходит по следующей формуле:

$$y_i = \frac{(z_i - n/2)\sigma}{\sqrt{n/2\sqrt{3}}} + M,$$

где $z_i = \sum_{j=1}^n x_j$,

x_j – значение, сгенерированное генератором на сдвиговом регистре по равномерному закону распределения и приведенное к интервалу (0,1).

n – количество отсчетов по равномерному закону распределения ($n = 10$);

σ – среднее квадратическое отклонение, задаваемое с помощью устройства ввода значения СКО;

M – математическое ожидание, задаваемое с помощью устройства ввода значения МО;

После пересчета массив подается на нормирующее устройство НУ2, где снова приводится к диапазону (0,1).

Коммутатор позволяет выбрать, какие данные будут передаваться далее: массив случайных чисел с равномерным или нормальным законом распределения.

Далее на экране одного устройства вывода отображается график случайного массива, а на экране второго – гистограмма массива.

Расчет гистограммы происходит по следующей формуле:

$$k = \sqrt{N},$$

где k – количество столбцов ($k=16$);

N – количество отсчетов ($N=255$).

Возможна запись случайного массива в текстовый файл по нажатию кнопки «Запись в файл».

Поскольку часто возникает необходимость получения одного случайного значения, был реализован выбор его из сгенерированного массива случайных чисел. Для обеспечения непредсказуемости этого элемента использовался стандартный ГСЧ для задания номера элемента массива.

Интерфейс разработанного ГПСЧ представлен на рисунке 3.

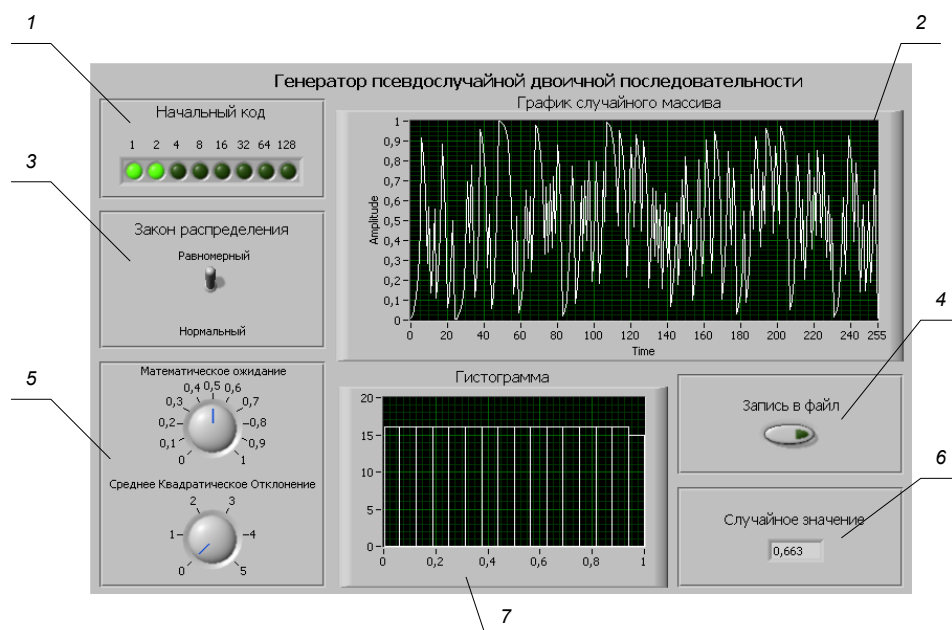


Рисунок 3 – Интерфейс ГПСЧ

На рисунке 3 обозначено:

- 1 – индикатор начального двоичного кода;
- 2 – устройство вывода графика случайного массива;
- 3 – переключатель закона распределения;
- 4 – кнопка записи случайного массива в текстовый файл;
- 5 – устройства ввода значений МО и СКО для нормального закона распределения;
- 6 – устройство вывода одного случайного значения;
- 7 – устройство вывода гистограммы массива.

Проведенные исследования показали, что стандартный генератор случайных чисел пакета LabVIEW заметно уступает разработанному многофункциональному ГПСЧ на сдвиговом регистре. Из рисунков 4а и 4б видно, что массив, полученный с помощью разработанного ГПСЧ, значительно ближе к равномерному распределению.

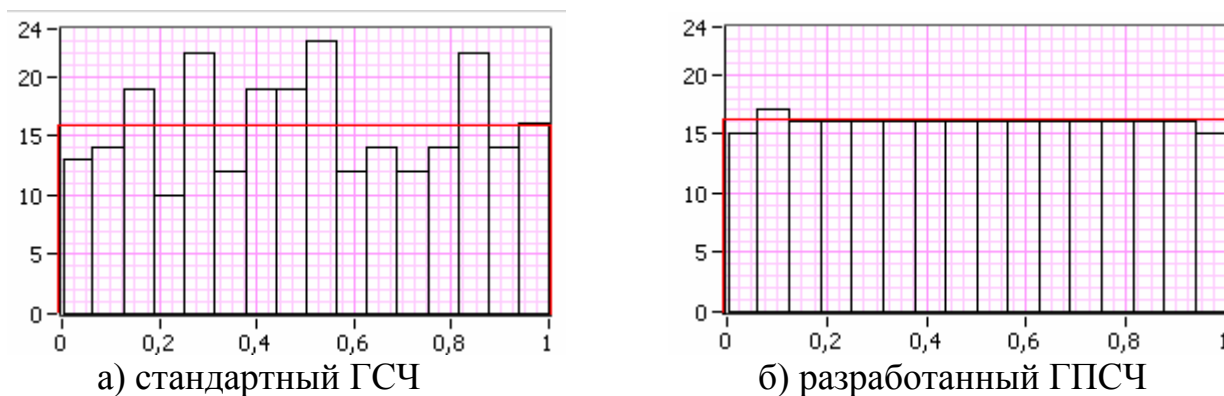


Рисунок 4 – Гистограмма равномерного распределения

Полученное распределение чисел в соответствии с нормальным законом (для $M=0,5$; $\sigma=1$), представлено на рисунке 5. Результат свидетельствует о достаточно хорошем приближении к нормальному закону.

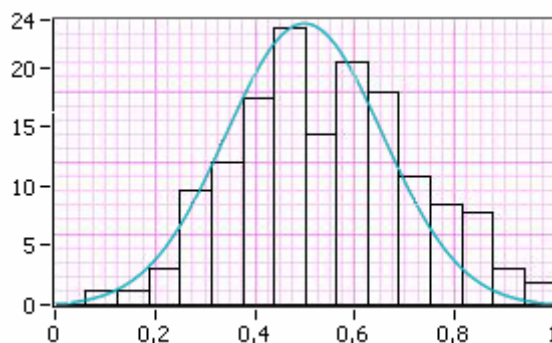


Рисунок 5 – Гистограмма нормального распределения разработанного ГПСЧ

Таким образом, разработанный ГПСЧ на сдвиговом регистре по сравнению с существующими обладает следующими преимуществами:

- возможность получения однородного распределения даже при небольшом массиве чисел ($N=255$);
- генерация массива случайных чисел, как по равномерному закону распределения, так и по нормальному;
- возможность задания требуемых параметров для нормального закона распределения;
- возможность формирования на выходе ГПСЧ одного числа;
- отсутствие необходимости перезадавания начального кода для изменения генерируемого массива чисел.
- возможность записи сгенерированного случайного массива в текстовый файл.

Проведенные исследования подтвердили высокие технические характеристики разработанного ГПСЧ.

Список литературы

1. Л.И. Пейч, Д.А. Точилин, Б.П. Поллак LabVIEW для новичков и специалистов / Москва: Горячая линия – Телеком, 2004. 384 с.
2. Б. Шнайер Прикладная криптография: Протоколы, алгоритмы, исходные тексты на языке Си / Москва: Триумф, 2002. 605 с.
3. С.В. Шантырь, А.С. Шантырь Вычислительная техника и программирование. Методические указания к выполнению расчетно-графической работы / Киев, 2007. 32 с.

ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНІ СИСТЕМИ НА ОСНОВІ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ ДАВАЧІВ ЗА СТАНДАРТОМ IEEE 1451.4

О.О. Бобровник, С.А. Богомазов

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”
м. Київ, Україна.
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Вступ

Інтелектуальні давачі, що виконані відповідно до групи стандартів IEEE 1451 реалізують функції автоматичної ідентифікації і калібрування відразу після підключення. Стандарт IEEE 1451.4 додає до інтелектуальних давачів компонент пам'яті і самоідентифікацію з використанням електронних таблиць перетворювачів «transducer electronic data sheets» (TEDS). Такий підхід дозволяє застосовувати TEDS для безлічі існуючих аналогових інтерфейсів давачів, та надає можливість реалізації принципу самоконфігурування plug-and-play.

За рахунок надання аналоговим перетворювачам можливості самоконфігурування в мережах, які використовуються цифровими приладами і вимірювальними системами, IEEE 1451.4 дозволяє вже зараз прискорити використання мережевих здавачів за рахунок спрощення процесу підключення перетворювачів, створення мережі, технічного обслуговування і оновлення системи. IEEE 1451.4 робить це за допомогою створення універсальної системи, яка передає в цифровій мережі інформацію, необхідну для ідентифікації, опису, взаємодії і використання сигналів від аналогових давачів.

За рахунок додавання самоідентифікації в аналоговий інтерфейс перетворювача цей стандарт надає можливість більш легкого встановлення, конфігурування і обслуговування вимірювальної системи. При підключенні давача до пристрою збору даних є необхідність здійснення великої кількості налаштувань діапазонів, фільтрів та інших параметрів. Якщо ця інформація вже зберігається в пам'яті давача, то користувач може виконувати налаштування і калібрування автоматично.

Реалізація інформаційно-вимірювальної системи

З метою створення інформаційно-вимірювальних систем на базі інтелектуальних давачів було розроблено апаратне і програмне забезпечення для дослідження інтелектуальних давачів, проведення калібрування та використання отриманих калібрувальних характеристик в таблицях TEDS.

Функції інтелектуального перетворювача в системі виконують аналоговий давач температури TMP37 (Analog Devices) і мікропроцесорний модуль C8051F064 (Silicon Labs).

Мікропроцесорний модуль виконує наступні функції:

- зберігання стандартних таблиць TEDS;
- підключення аналогового давача TMP37 за допомогою вбудованого аналого-цифрового перетворювача;
- підключення інфрачервоного інтелектуального давача температури MLX90614, який використовується в якості еталонного, за допомогою інтерфейсу SMBus;
- як пристрій вводу-виводу для передачі таблиць TEDS і значень температури від давачів;
- керування нагрівачем за допомогою широтно-імпульсної модуляції, з метою встановлення контрольної температури.

Такий підхід дозволяє підключення будь-якого аналогового давача без необхідності змінювати або налаштовувати програмне забезпечення.

В системі використовуються наступні типи таблиць TEDS:

- базова таблиця, що містить інформацію про модель давача, виробника, серійний номер і версію;
- стандартна таблиця, яка відповідає шаблону аналогових давачів з вихідним сигналом у вигляді напруги і містить наступну інформацію:
 - діапазон фізичної величини і вихідного сигналу, які дають можливість оцінити чутливість і функцію передачі давача;
 - вимоги до джерела живлення давача;
 - дата останнього калібрування та період проведення калібрування.
- калібрувальна таблиця з кусочно-адитивною корекцією;
- калібрувальна таблиця з кусочно-поліноміальною корекцією.

Програмне забезпечення, що створене в середовищі LabView, здійснює прийом даних від мікропроцесорного модуля і керування нагрівачем.

На основі даних TEDS програма відтворює номінальну функцію перетворення давача. Використовуючи відповідні калібрувальні таблиці, програма здійснює корекцію значень температури за кусочно-адитивним та кусочно-поліноміальним алгоритмом. Передбачена можливість динамічної зміни калібрувальних таблиць і генерації відповідних калібрувальних TEDS.

Калібрувальна таблиця з **кусочно-адитивною** корекцією містить до 127 пар значень вхідної величини і відповідного їй відхилення вихідної величини від номінальної характеристики, яка визначена в стандартній таблиці.

Калібрувальна таблиця з **кусочно-поліноміальною** корекцією використовує діапазони вхідної і вихідної величини і визначає відхилення коефіцієнтів в цьому діапазоні. Для цього весь діапазон розбивається на від 1

до 255 частин і в таблиці зберігаються до 127 значень коефіцієнтів поліному для кожної частини.

На рисунку 1 зображено скореговані за кусочно-адитивним і кусочно-лінійним алгоритмами характеристики, в порівнянні з номінальною. Оскільки давач температури TMP37 і вимірювальний канал має переважно адитивну похибку, різниця між алгоритмами невелика.

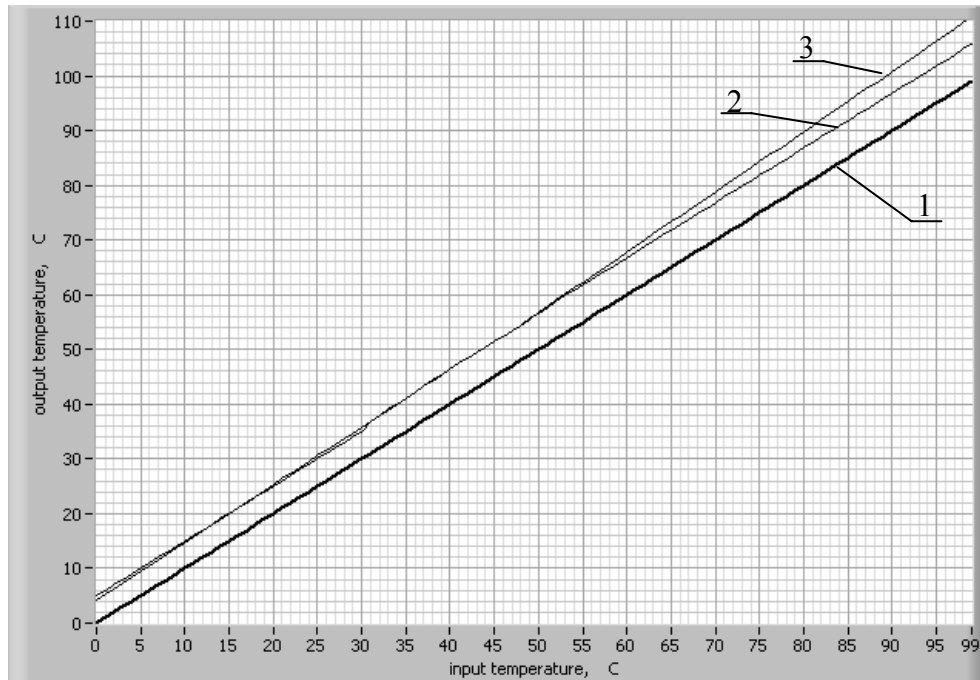


Рис.1. Кусочно-адитивна - 2 і кусочно-лінійна корекція - 3, в порівнянні з номінальною характеристикою.

Для встановлення контрольної температури створено пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор (ПІД) і регулятор на основі нечіткої логіки. В якості вхідної температури можуть виступати попередньо скорегована температура від аналогового давача TMP37, або значення температури отримані від інфрачервоного інтелектуального давача MLX90614. Значення опорної температури встановлюється користувачем в ручному режимі, або використовуючи один сигналів, які генеруються автоматично.

Реалізація ПІД регулятора

Для реалізації ПІД регулятора було використано бібліотеку LabView «PID Control Toolkit». На вхід ПІД регулятора подається попередньо скореговане значення температури і значення заданої температури. Відповідно до вихідних значень регулятора, програма здійснює керування нагрівачем. Значення коефіцієнтів пропорційної (П), інтегральної (І) і диференційної (Д) складової задаються на головній панелі програми. На

рисунку 2 зображено приклад роботи ПІД регулятора. Коефіцієнти П, І і Д вибрані на основі рекомендацій National Instruments, за “Open loop (Step test)” алгоритмом. Для розрахунку було використано можливість програмного забезпечення зберігати данні в форматі електронних таблиць Excel.

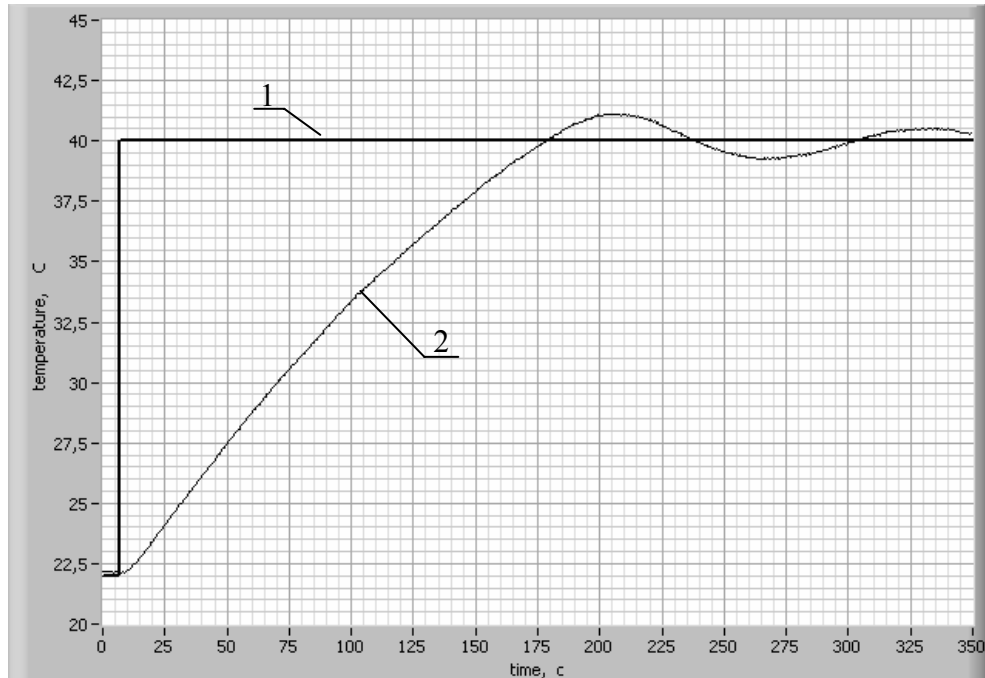


Рис.2. Результат роботи ПІД регулятора.
1 – “опорна”, 2 – діюча температура.

Реалізація регулятора на основі нечіткої логіки

Нечітка логіка надає можливість створення регулятора, який керується набором зрозумілих людині лінгвістичних правил. На відміну від ПІД регулятора, який для налаштування має всього 3 коефіцієнти, регулятор на основі нечіткої логіки дає можливість здійснити більш точне налаштування принципу роботи, відповідно до заданих умов.

Для цього на вхід регулятора подається різниця значень вхідної і опорної величини, а також зміна цієї різниці в порівнянні з попередніми тактами симуляції. Значення вхідних величин попередньо фільтруються. Різниця вхідної і опорної температури обмежується діапазоном від -5 до +5 градусів, і розбивається на 5 рівнів: “Cold”, “Cool”, “Normal”, “Warm”, “Hot”. На рисунку 3 зображено рівні різниці вхідної і опорної величини. Аналогічним чином діапазон значень зміни різниці вхідної і опорної величини розбивається на 3 рівні: “Positive”, “Zero”, “Negative”.

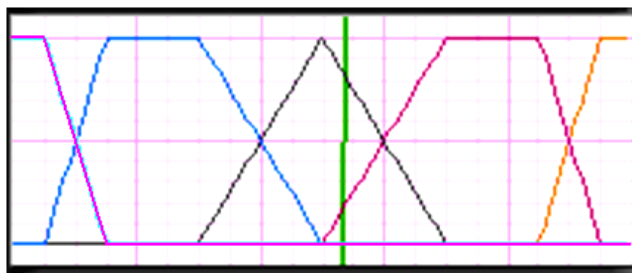


Рис.3. Значення різниці вхідної і опорної величини розбиті на 5 “нечітких” рівнів.

Правила для контролера нечіткої логіки встановлюються на передній панелі, у форматі “рівень різниці температур”, “логічна операція”, “рівень зміни різниці температур”, “рішення”.

На рисунку 4 зображено результат роботи регулятора на основі нечіткої логіки.



Рис.4. Результат роботи регулятора на основі нечіткої логіки.
1 – “опорна”, 2 – діюча температура.

Висновки

Таким чином в процесі роботи над інформаційно-вимірювальною системою на основі інтелектуальних датчиків було проведено дослідження можливості використання мікропроцесорних систем для імітації функцій інтелектуальних датчиків. Створене апаратне та програмне забезпечення дозволяє проводити калібрування датчиків в вимірювальній системі та оперативно модифікувати калібрувальні таблиці за стандартом IEEE 1451.4. Проведено калібрування датчика температури TMP37 за кусочно-адитивним і кусочно-лінійним алгоритмами. Розроблено програмне забезпечення для вивчення можливостей використання пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора і регулятора на основі нечіткої логіки для контролю і встановлення температури.

Список літератури:

1. IEEE 1451.4 Standard for a Smart Transducer Interface for Sensors and Actuators Mixed-Mode Communication Protocols and Transducer Electronic Data Sheet (TEDS) Formats, IEEE Standards Association, Piscataway, NJ
2. Gerla G., Fuzzy Logic Programming and fuzzy control, Studia Logica, 79 (2005) 231-254.
3. PID Control Toolkit User Manual, National Instruments

УДК: 519.6

КОМПЛЕКС ПРОГРАММ РАСЧЕТА НАГРУЗОК НА КРЫЛО СЛОЖНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ С УЧЕТОМ ЭФФЕКТОВ СТАТИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ

Ю.И. Бондарь¹⁾, В.П.Зинченко²⁾

¹⁾АНТК им. О.К. Антонова, г. Киев, Украина, e-mail: bomis@rambler.ru

²⁾ Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт", г. Киев, Украина, e-mail: zinchenko.vp@gmail.com.

Проектирование самолетов как процесс создание сложных технических объектов приводит к необходимости выполнения проектных исследований (ПИ). Для этого создаются проблемно-ориентированные информационные технологии (ИТ), которые представляют собой программно-аппаратные средства, обеспечивающие получение, преобразование, накопление, обработку и передачу информации [1]. Для выполнения таких проектных исследований используются как данные численных исследований (РД), так и данные экспериментальных (ЭД) исследованием [2, 3].

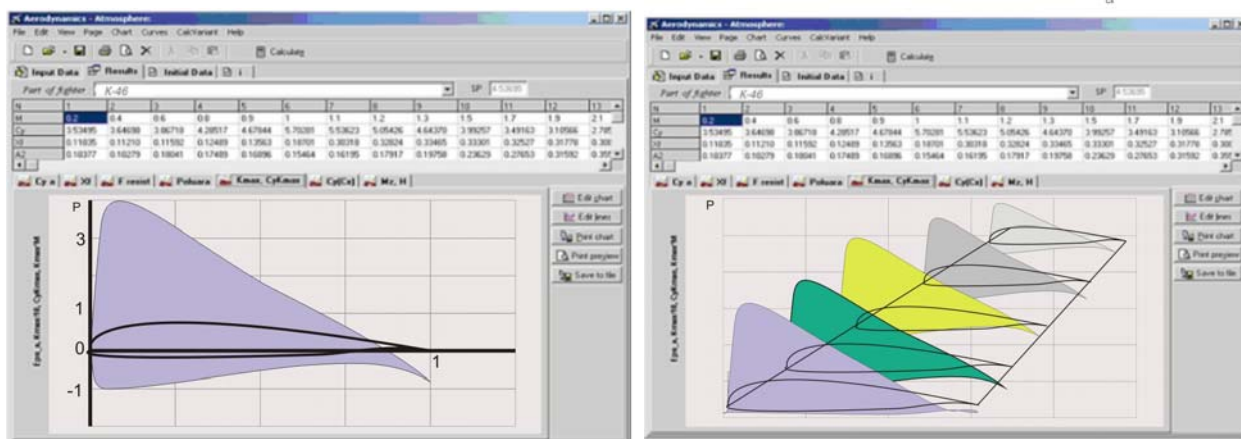
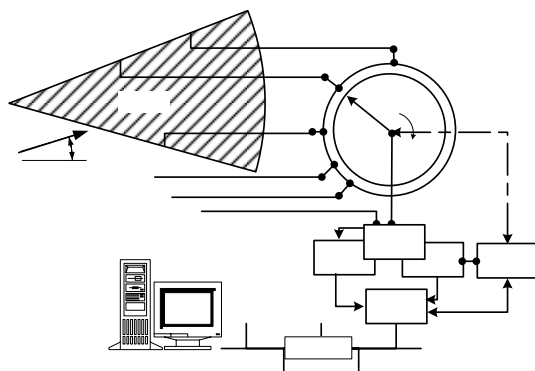


Рис.1. Распределенные характеристики по профилю и по КС

В докладе представлен комплекс программ (КП) определения внешних нагрузок на крыло самолета (КС), который является один из элементов информационной технологии ПИ (ИТПИ). Внешние нагрузки на КС определяются на основе РД и ЭД. Для получения ЭД используются аппаратно-программные средств наземных исследований, а именно аэродинамические трубы (АДТ) и стенды [4 - 6]. Для получения РД используются математические методы [7, 8], методики [9 - 11] и программное обеспечение [12 -15]. КП существенно ускоряет процесс расчета нагрузок на КС, упрощает процесс проектирования (ПП), существенно сокращает объемы экспериментальных исследований в АДТ и позволяет гарантировать необходимое качество проектов.



МС

КП позволяет в процессе ПИ создавать “равнопрочные” авиационные конструкции в соответствии с основными требованиями к проектируемому самолету (изложены в техническом задании на самолет) на основе ЭД,

P_0

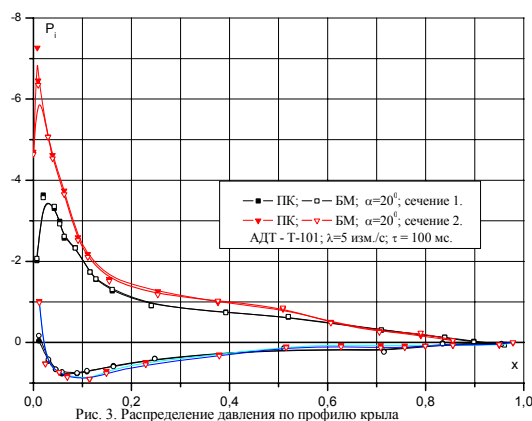


Рис. 3. Распределение давления по профилю крыла

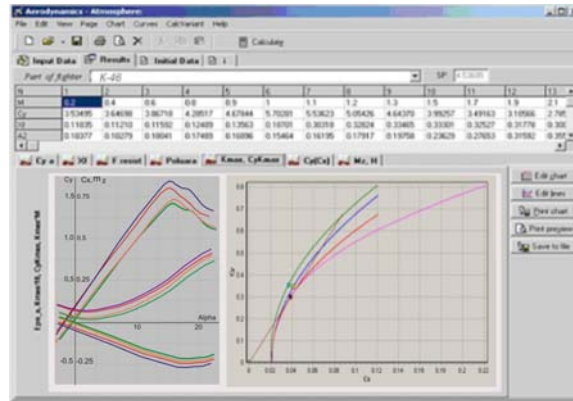
Программное управление

Рис. 2. Функциональ

получаемых в результате экспериментальных исследований моделей самолетов (МС) необходимых аэродинамических компоновок в АДТ. В случае отсутствия таких ЭД или в случае их неполноты (дефицита), КП позволяет определить расчетными методами аэродинамические характеристики самолёта, то есть определить РД необходимых аэродинамических компоновок самолета [16]. Эти данные могут быть использованы в ПИ для определяются распределения нагрузок на КС. Отметим, что методы прочностных расчетов в КП выполняются с учетом эффектов статической аэроупругости [7, 8]. Пример представления распределенных аэродинамических нагрузок КП по профилю и на КС показан на рис. 1. Достоверность линейной теории в известных границах её применимости подтверждена результатами экспериментальными исследованиями в АДТ [5, 6, 10, 11, 15] и натурных условиях [17 - 19].



Рис. 4. Дренажная МС



Значительная часть характеристик самолета подтверждается РД, что в конечном итоге приведет к сокращению сроков проектирования самолета до 2-х лет с гарантированным качеством. Особую роль при этом играют комплексы наземных испытаний с использованием современных информационных технологий (ИТ) [1 - 3].

Особенностью КП является то, что ПИ выполняются в режиме реального времени проектирования самолета и обработки ЭД а АДТ. Для выполнения экспериментальных исследований МС в АДТ применяются ИТ, которые используют информационно измерительные системы (ИИС) [2, 4] на базе пневмокоммутатора (ПК). ПК выполняет подключение дренажных точек МС к датчикам для измерения давлений в диапазоне $0 \div \pm 6 \cdot 10^4$ Па и преобразует его в напряжение u_i . На рис. 2 показаны механические весы (АМВ), датчики синхроимпульсов (ДС), модуль управления (МУ), интеграл скорости вращения ротора ПК – ω ; статическое и динамическое давления - P_s, P_i ; измеряемое давление в i -й дренажной точке – P_i ; $(-4.9 \cdot 10^3 \pm 10$ Па) – опорное и эталонное давление - P_s, P_e . Корректность ЭД в ИИС обеспечивается алгоритмом оперативного контроля функционирования, где

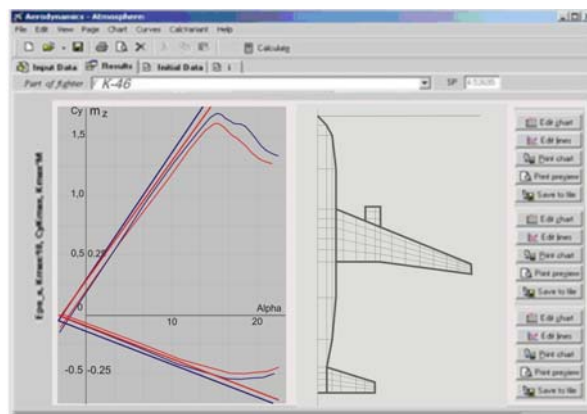


Рис.6. Математическая модель самолета, сравнение интегральных характеристик

регистрация u_{ij} выполняется при корректной работе системы. Запись ЭД в базу данных (БД) системы выполняется после определения $\bar{P}$ в контрольных точках и проверки их корректности. На рис. 3 показан пример распределения давления по профилю КС, получен с применением ИИС при экспериментальных исследованиях модели КС в АДТ Т -101. По значениям $\bar{P}_i$ определяются суммарные характеристик: значения коэффициента

нормальной c_{N_p} и продольной c_{R_p} составных аэродинамической силы, коэффициент продольного момента m_{z_p} , относительное положение центра давления x_d :

$$c_{N_p} = \oint \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x}; \quad c_{R_p} = \oint \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y}; \quad m_{z_p} = \frac{1}{2} \oint \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x} - \frac{1}{2} \oint \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y};$$

$$\bar{x}_d = -\frac{m_{z_p}}{c_{N_p}}.$$

Нормальная N и тангенциальная T составные аэродинамической силы на элементе конструкции МС определяются так: $N = c_n S q_\infty$; $T = c_\tau S q_\infty$, где S - площадь сечения модели; q_∞ - скоростной напор.

Для выполнения ПИ на основе РД используют математические методы [7 - 11], которые реализованы в виде КП для ИТ [12 - 15] как новое средство

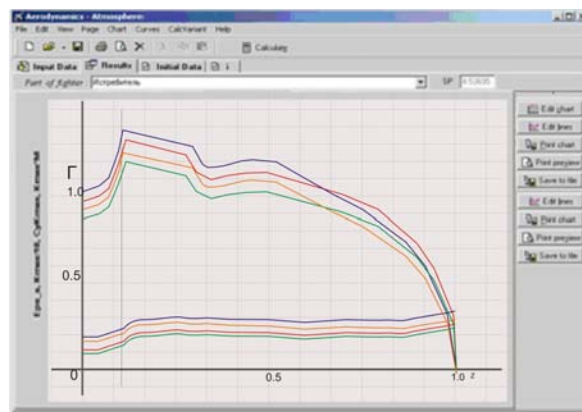


Рис. 7. Относительное распределение нагрузки на КС

и метод обработки данных, объединенных в единую технологическую систему процессов (сбор, передача, переработка, сохранения и представление информации) и управления.

Рассматриваемый КП является распределенной ИТ обработки данных со своей вычислительной средой и со своей концептуальной схемой, которые определяют процедуры поддержки соответствующих процессов и ресурсов ПИ. Кроме того, он описывает информационную и программную среду и их отношения. В КП входят программные модули, которые имеют: назначение; входные и выходные данные, информацию для управления; идентификаторы процедур и т.п. ПК представляет конструктору не конкретный метод обработки данных, а технологию (алгоритм) действий для выполнения необходимых ПИ.

Первоначально технология (алгоритм) ПИ по определения распределенных нагрузок по поверхности КС предусматривает вычисления распределения давления по ЭД или по РД. Далее определяются интегральные характеристики.

Расчет суммарных аэродинамических характеристик самолетов включает решения таких задач: выбор ЭД из БД; определения абсолютных значений аэродинамических характеристик; определение аэродинамических характеристик с учетом поправок и присутствии экрана (рис. 5); документирование и сохранение результатов в БД; определение средних

значений аэродинамических характеристик и их среднеквадратических отклонений; документирование; анализ ошибок.

ИТ позволяет конструктору: отправлять и получать сообщения; обмениваться файлами; выводить текстовую и графическую информацию на принтеры и графопостроители; быстро и надежно транспортировать данные; пользоваться Е-почтой; взаимодействовать через сервер.

КП позволяет вычислить распределение аэродинамической нагрузки по КС. Рассматривается установившееся потенциальное течение невязкой жидкости, КС моделируется распределением особенностей типа вихрей и источников-стоков. В основе алгоритма лежит линейный метод дискретных вихрей при условии квазистационарности и числе Струхала равном нулю.

Использование ЭД и РД как источники взаимодополняющих данных

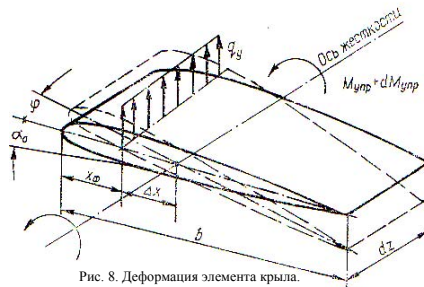


Рис. 8. Деформация элемента крыла.

позволяет сравнивать полученные данные об исследуемом объекте и при их достаточном совпадении использовать в ПИ, количественно и качественно сократив экспериментальные исследования МС в АДТ. На рис. 6. показана ММ самолета, а также сравнение интегральных характеристик $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ с ЭД.

КП обеспечивает обработку представленных в различной форме ЭД в едином технологическом потоке и обеспечивает доступ ко всем функциям ПИ.

Кроме интегральных характеристик в БД имеются распределенные в виде относительных циркуляций и центров давления вдоль размах КС (рис.

$$7) \Gamma''(z) = \frac{c_y(z)b(z)}{c_y B_{cp}}, \text{ где } C_y(z) - \text{коэффициент подъемной силы в сечении,}$$

$b(z)$ - хорда сечения; C_y – интегральная величина коэффициента подъемной силы, B_{cp} – средняя хорда КС.

Конструкция самолета подвержена деформациям под действием внешней нагрузкой. Характер и амплитуды этих деформаций обусловлены жесткостными и массовыми свойствами самой конструкции. Детальное описание этих явлений представлено в [7 -11], и так как в данном КП учитываются эффекты статической аэроупругости, то основные изменения нагрузок вдоль размаха несущих поверхностей при изгибно-крутильных деформациях связаны с приращениями местных углов атаки когда, соответственно возникают дополнительные аэродинамические силы

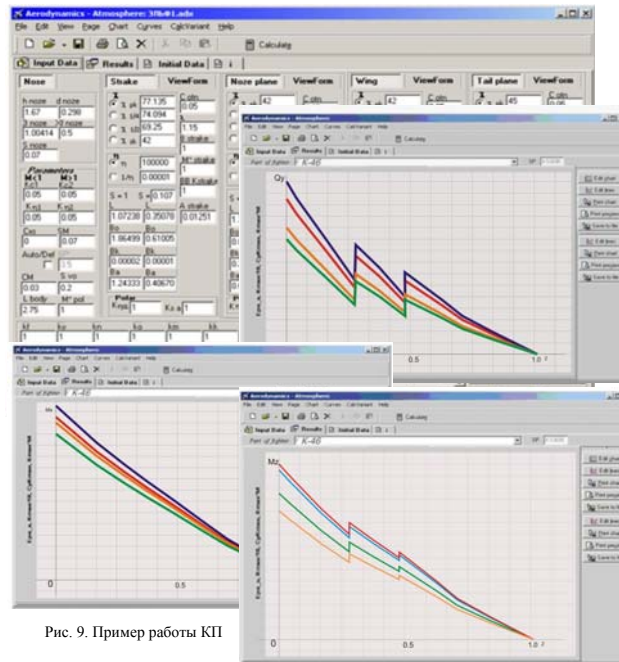


Рис. 9. Пример работы КП

$C_y(z) = C_{y0}(z) + C_y^\alpha(z) * \varphi$, где φ угол упругих угловых деформаций крыла (рис.8).

Основным результатом работы данного КП являются значения нормальной силы, изгибающего и крутящего момента в сечении несущей поверхности проектируемого изделия (рис. 9).

КП использовался в таких ПИ: интенсивности вихревой системы самолета; крыльевых аэродинамических законцовок; влияния на циркуляцию крыла; внешних нагрузок на крыло большого удлинения; обтекания профиля бесконечного удлинения; нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом влияния статической аэроупругости; нагруженности крыла в летном эксперименте; циркуляции крыла и ее оптимизация в области нелинейных аэродинамических характеристик; прочности крыла K46 самолета Ан-124; оптимизации топливной системы крыла и распределения масс топлива для крыла большого удлинения конечной жесткости; прочностной модели самолета CX-2000 [9 – 15, 17 - 19].

Эффективность внедрения КП оценивалась по степени сокращения трудозатрат ПИ (планирование и выполнение исследований; обработка, анализ, документирование и передача данных) при гарантированном качестве характеристик самолета, в том числе по прочности и ресурсу. Экспертные оценки показали, что трудоемкость отдельных операций сократилась в 50 и более раз, а так же повысилась эффективность ПИ за счет их параллельного выполнения. Это позволило одновременно определять распределенные и интегральные нагрузки на самолет, непосредственно использовать аэродинамические характеристики для прогноза прочности и ресурса самолета на ранних стадиях его проектирования и компоновки.

Литература

1. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2000. - № 4. – С. 32 - 42.

2. Зинченко В.П., Муха И.П. Информационная технология дренажных испытаний моделей летательных аппаратов// УСиМ, 2002. - № 5. - С. 13 - 18.
3. Зинченко В.П. Алгоритмы и результаты исследований качества потока в аэродинамических трубах малых скоростей // Проблемы управления и информатики. - 2004. - № 1. – С. 78 - 89.
4. Зінченко В.П., Гуржий А.М. Апаратно-програмні комплекси для дослідження характеристик літаків // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2004. - № 3. - С. 43 - 55.
5. Зинченко В.П. Исследование характеристик информационно-измерительной системы распределения давления // Вестник НТУУ "КПИ": Машиностроение, 2000. - Вып. № 39. – С. 313 – 321.
6. Зинченко В.П. Результаты исследований качества потока в аэродинамических трубах малых скоростей // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - Харьков: Гос. аэроком. ун-т “ХАИ”, 2001. – Вып. № 10. – С. 141 – 151.
7. Макаревский А.И., Чижов В.М. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов. - М.: Машиностроение 1982. - с.
8. Свищев Г.П., Селихов А.Ф., Бирюк В.И. и др. Прочность самолетных конструкций. - М.: Машиностроение 1982. - с.
9. Бондарь Ю.И., Евдокимов С.А. Расчет интенсивности вихревой системы самолета. - Краснодарский ГОСНИИ ГА, 1986. - 12 с.
10. Бондарь Ю.И., Демчук С.П. Крыльевые аэродинамические законцовки. Расчет влияния на циркуляцию крыла. Анализ трубных испытаний. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1986. – 16 с.
11. Бондарь Ю.И., Демчук С.П., Никитин В.М. Создание методики и программного обеспечения для обработки данных нагруженности крыла при проведении летного эксперимента. -К.: АНТК им. О.К.Антонова, 1989. – 40 с.
12. Бондарь Ю.И., Шишов А.В. Программный комплекс по расчету внешних нагрузок на крыло большого удлинения. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1987. - 19 с.
13. Бондарь Ю.И. Программа расчета обтекания профиля бесконечного удлинения. - К.: АНТК им. О.К.Антонова, 1988. - 5 с.
14. Бондарь Ю.И. Комплекс программ для расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом влияния статической аэроупругости. - М.: ЦАГИ, 1989. - 26 с.
15. Бондарь Ю.И. Программа расчета циркуляции крыла и ее оптимизация по результатам дренажного эксперимента в области нелинейных аэродинамических характеристик. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1989. - 14 с.
16. Зинченко В.П., Зинченко Н.П., Артамонов В.К., Артамонов П.В., Штефлюк А.В., Миронова К.В. Исследование шарнирных моментов рулей высоты и направления // См. настоящ. сб.
17. Бондарь Ю.И., Демчук С.П., Никитин В.М. Летные испытания изделия «400»: подтверждение прочности крыла К46. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1989. - 40 с.

18. Бондарь Ю.И., Демчук С.П. Методика оптимизация топливной системы крыла и распределение масс топлива для крала большого удлинения конечной жесткости. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1990. - 11 с.
19. Бондарь Ю.И. Создание прочностной модели самолета СХ-2000. - Мелец, ПНР, 1990. - 46 с.

СТАТИСТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

С.А. Вдовин

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, Украина

Средства измерения описываются динамическими характеристиками, в качестве которых выбирается одна из следующих полных характеристик: дифференциальные уравнения, переходная характеристика, импульсная переходная характеристика или амплитудно - фазочастотная характеристика.

Важное значение при анализе динамических систем имеет передаточная функция $W(s)$, равная отношению изображения $y(s)$ выходного сигнала к изображению входного сигнала $x(s)$, т.е. $W(s) = \frac{y(s)}{x(s)}$, при нулевых

начальных условиях. Методика матричного моделирования и анализа систем, развитая в трудах Ю.М.Туза [1] может быть применена для представления в матричной форме структуры динамических систем, если коэффициенты передачи элементов и переменные представить в операторной форме $\rho_{ij}(s)$, $x_i(s)$.

Тогда матричная запись передаточной функции будет иметь вид:

$$[\rho(s)] \cdot [x(s)] = [x_n(s)]$$

где $[\rho(s)]$ - квадратная матрица коэффициентов; $[x(s)]$ - матрица-столбец переменных; $[x_n(s)]$ - матрица-столбец правых частей.

В качестве примера рассмотрим переходную характеристику устройства, структурная схема которого показана на рис.1

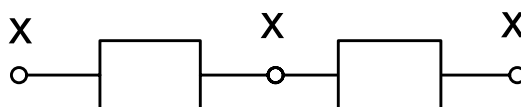


Рис.1 Структурная схема системы

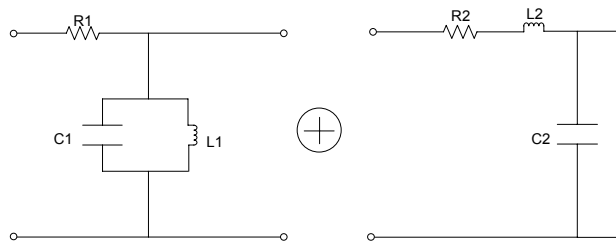
Для элементов системы запишем передаточные функции:

$$K_{32} = \frac{1}{s^2 L_2 C_2 + s C_2 R_2 + 1} \quad K_{21} = \frac{s L_1}{s L_1 + R_1 + s^2 L_1 R_1 C_1}$$

где $s = j \cdot \omega$

j – мнимая единица, ω - циклическая частота.

Этими передаточными функциями моделируются следующие фрагменты принципиальных электрических схем:



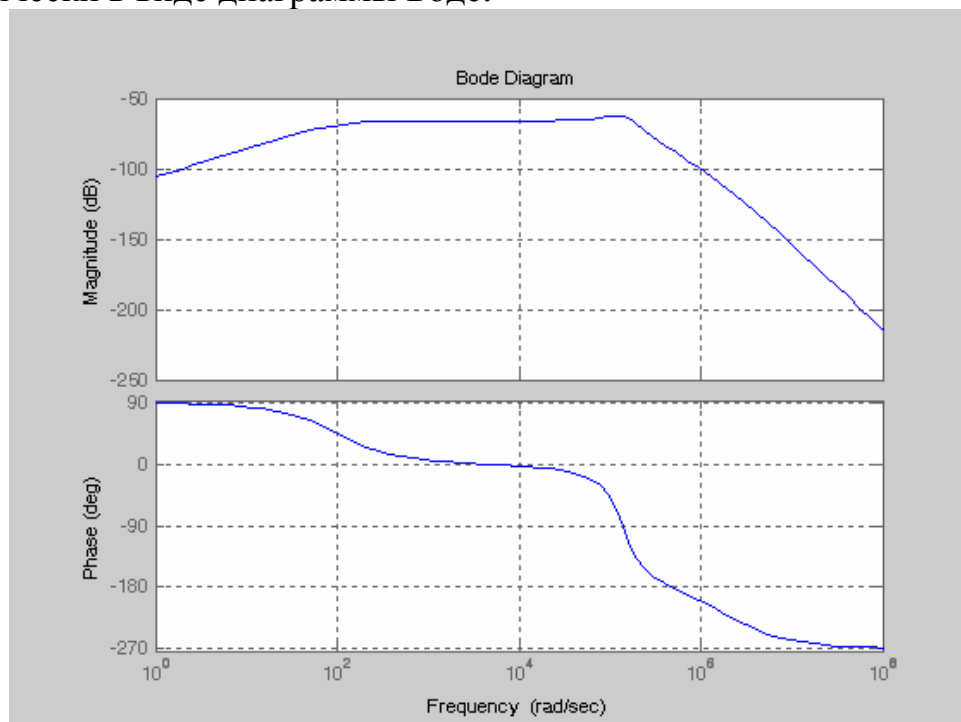
Далее заполняется матрица коэффициентов, векторы переменных и правых частей:

ij	1	2	3	x	
1	1	0	0	x1	x1
2	$-K_{21}$	1	0	x2	0
3	0	$-K_{32}$	1	x3	0

Решив систему, получим аналитическое выражение коэффициента передачи моделируемой системы:

$$s*L1/(s*L1+R1+s^2*L1*R1*C1)/(s^2*L2*C2+s*C2*R2+1)$$

Амплитудно - фазочастотные характеристики представлены графически в виде диаграммы Боде:



В работе проведен вычислительный эксперимент по статистической оценке погрешностей частотных характеристик. Для этого значения элементов R, L, C задаются как случайные величины, например с равномерным законом распределения:

$$R = R_0 + dr(1 - 2rand)$$

$$L = L_0 + dl(1 - 2rand)$$

$$C = C_0 + dc(1 - 2rand)$$

где $rand$ – случайная величина с равномерным законом распределения в интервале $(0, 1)$.

Многokrатно повторяя вычисления со случайными значениями и изображая графики амплитудно - фазочастотных характеристик в одном графическом поле (Рис.2), получаем визуальную оценку разброса частотных характеристик.

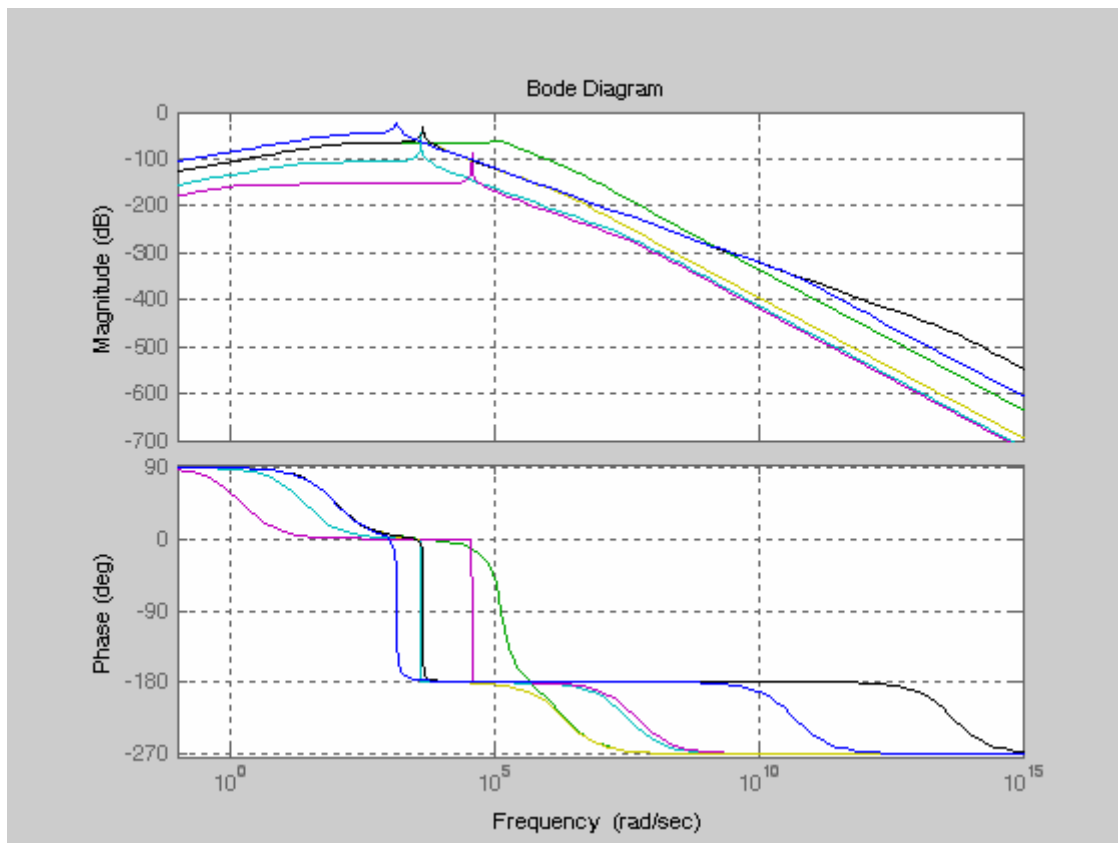


Рис.2 Семейство случайных частотных характеристик

Литература

1. Автоматизация проектирования устройств измерительной техники / Ю.М. Туз, А.И. Забарный, Б.Н. Белоусов и др.- К.: Выща шк. Головное изд-во, 1988.-288с.
2. Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя: Пер. с англ./ Под ред. Я.З. Цыпкина. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. Лит., 1991.-432с.

ОЦІНЮВАННЯ КОМПОЗИЦІЙНОГО РОЗПОДІЛУ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ВИМІРЮВАННЯ. МОДЕЛІ ТА ЗАСОБИ

М. В. Гальовська,

Національний технічний університет України «Київський політехнічний
інститут»
galmv@ukr.net

Анотація. Систематизовані та порівнянні моделі складових невизначеності вимірювання та засоби моделювання композиційного розподілу невизначеності, які застосовуються або можуть застосовуватися як для оцінювання розширеної невизначеності так і для дослідницьких цілей. Проаналізовані фактори, що визначають якість моделювання та проблеми, які виникають при використанні засобів, запропоновані шляхи вирішення.

1. Вступ

Огляд існуючих програмних засобів загального призначення (універсальних) [1-3] дозволяє зробити висновок, що у їх основі лежать класичний наближений GUM-метод [4] та метод Монте-Карло, який розвинувся завдяки потребам, які наближені методи задовольнити не можуть [5]. Саме тому перевидана нова версія GUM (2008 рік) включає у вигляді додатку [6]. Для наступних досліджень систематизуємо моделі та засоби (Рис. 1).

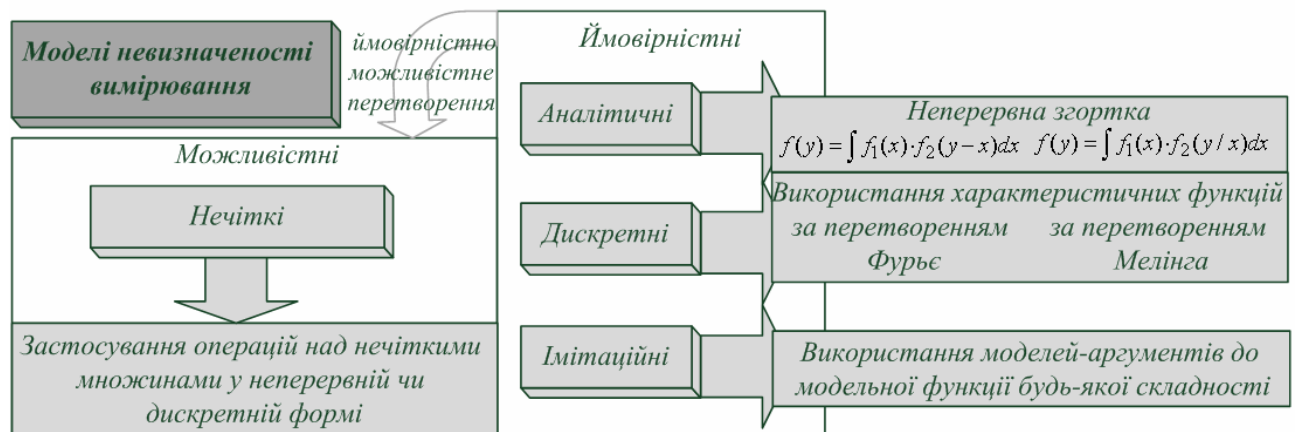


Рис. 1. Систематизація моделей складових невизначеності вимірювання та засобів моделювання композиційного розподілу

2. Аналітичні моделі

Використання аналітичних моделей для відомих розподілів для отримання композиційного у аналітичній формі можливе із застосуванням: інтегралу згортки або характеристичних функцій (у тому числі

багатовимірних для задач із наявністю кореляційних зв'язків між аргументами).

Якщо застосування наведених засобів до лінійних моделей вимірювання досить поширене, то до нелінійних майже не використовується до задач оцінювання невизначеності вимірювання (Рис. 1). А застосування характеристичних функцій у «класичному» поданні можливо лише із застосуванням лінеаризації, але це не дозволить врахувати впливи нелінійності функції, які виявляються, перш за все, у несиметричності композиційного розподілу [7]. Для вирішення цієї проблеми можливе використання мультиплікативних характеристичних функцій, заснованих на інтегральному перетворенні Мелінга [8].

Для отримання моделі емпіричного розподілу застосовують *апроксимацію поліномами*, наприклад Грама-Шарлье [9] або застосовують узагальнені моделі, наприклад λ -розподіл Тьюкі [10]. Засоби із застосуванням аналітичних моделей передбачають *використання досить складного математичного апарату* інтегрування, що обмежує область їх застосування отриманням «еталонних» значень характеристик розподілів.

3. Дискретні моделі

Альтернативою імітаційному моделюванню може слугувати використання дискретних моделей і аналогів неперервних операцій (дискретної згортки та перетворення Фур'є).

Подання дискретним рядом є можливим для будь-якої функції щільності ймовірності або відносних частот (при моделюванні складової невизначеності з оцінюванням типу А):

$$f(x) \Rightarrow \{x_i, f_i\} : i = 1, 2 \dots n; f_i = f(x_i) \cdot \Delta x.$$

Для застосування процедури дискретної згортки [5] неперервні функції щільності ймовірностей розділяють на інтервали Δx . При цьому виникає *похибка дискретизації*. Приклади найгірших у цьому сенсі моделей наведені у [9]. Також виникає *проблема «зрізання» хвостів* теоретичних розподілів, яка регулюється, але треба враховувати що збільшення границі зрізання потребує і більшої кількості точок для збереження встановленої точності.

4. Імітаційні моделі

На підставі вихідних даних щодо кожної вхідної величини моделі вимірювання обирають закон розподілу ймовірності для складових. В основі

симуляції будь-якого з запропонованих розподілів лежить генератор псевдо-випадкових чисел з рівномірним розподілом $R(0,1)$. Застосування задекларованих моделей за досвідом використання [5] є високоефективним для задач об'єднання складових з оцінюванням типу В для моделей вимірювання будь-якої складності. Це широко використовується науковцями та розробниками програмного забезпечення [1-3]. Загальний підхід базується на використанні оберненої функції розподілу, що дозволяє отримати будь-яку з перерахованих функцій щільності ймовірностей і застосування необхідних арифметичних операцій до отриманих масивів відповідно моделі вимірювання. Але дослідницькі задачі можуть охоплювати і інші, нові функції розподілу, які не можуть бути змодельовані *засобами оберненої функції*. Приклад: $F(x)=\sin(x)+x$. Документ не знайомить користувачів з альтернативними методами. Так, наведена у прикладі функція може бути отримана іншими засобами, які потребують окремих досліджень, оскільки рекомендований за [6] об'єм вибірки може потребувати забагато часу, або результат симуляції випадкової величини може бути не достатньо близькою до потрібної аналітичної моделі. Йдеться про загальну ефективність методу (сукупність характеристик результату та залучених ресурсів) для нетипових дослідницьких задач.

Ще одна проблема використання наведеного методу пов'язана із застосуванням його до моделей вимірювання із *корельованими складовими*. Йдеться про отримання багатовимірної функції щільності вимірювання, як правило двовимірної. За широкого розмаїття одновимірних розподілів, багатовимірні представлені лише нормальним законом. Ця проблема вирішувалася у тому числі у [11]. Проблема «зрізання» *хвостів* вирішується вибраним об'ємом вибірки. За результатами відповідних досліджень за рекомендованого об'єму 10^6 зрізання нормального розподілу може відбуватися на рівні до $4,5\sigma$ (і більше), а при оперуванні вибірками з недостатнім об'ємом $n=1000$ може не перевищувати 3σ .

Для моделювання емпіричного розподілу передбачений лише розподіл Стюдента, тобто не враховуються характеристики реального розподілу. Врахування реального розподілу у випадках вибірок малого об'єму досить складно і єдиними його об'єктивними характеристиками можуть слугувати лише вибіркові моменти. Розглянемо можливість отримання імітаційної моделі емпіричного розподілу за умови великого об'єму вибірки (для побудованої гістограми відносних частот). Очевидно, що застосування задекларованого методу оберненої функції можливе до апроксимуючого виразу до функції розподілу. У цьому випадку необхідно враховувати наступне: якість наведеного способу визначатиметься точністю апроксимуючої функції, яка залежить від кількості точок (інтервалів групування) та методу апроксимації; оскільки не завжди є можливість виразити обернену функцію до $F(x)$ апроксимація повинна застосовуватися безпосередньо до $F^{-1}(x)$. Таким чином ця методика вимагає застосування додаткового математичного апарату для пошуку аналітичного виразу оберненої функції розподілу. Досить корисною для цієї мети може бути застосування поліномів Бернштейна [12]. Пропозиція цієї роботи застосовувати симуляцію через обернену функцію визначену для кожного інтервалу групування. Найпростіший варіант, який дозволяє не залучати додаткових математичних засобів – подання оберненої функції розподілу у вигляді сукупності ступеневих функцій відповідно інтервалам групування. Для уточнення моделі можна використати більш складні часткові функції. За прикладами, що розглянуті, можна зробити висновок, що більш точно можна змоделювати за запропонованою методикою. Критерієм для порівняння слугували вибіркові моменти розподілу (до четвертого).

Ще один недолік методу – *неможливість перенесення отриманої функції щільності ймовірності до інших задач*, оскільки вона представляє собою масив даних (звичайно для програміста це не є проблемою, але для метролога чи при застосуванні ПЗ без відповідних функцій є досить

складно). Очевидно і тут можна застосувати розрахунок апроксимуючого виразу, що несе із собою додаткові обчислювальні труднощі.

5. Нечіткі моделі

Досить перспективним є використання засобів теорії можливостей до задач з оцінювання невизначеності вимірювання. Шляхом ймовірнісно-можливісного перетворення отримують нечіткі моделі відповідно у аналітичному (неперервному) чи дискретному вигляді. Для складових невизначеності із оцінюванням типу В застосовують неперервне ймовірнісно-можливісного перетворення [13]. До емпіричних моделей є можливість застосовувати одну з декількох існуючих форм [14], але на цей час питання їх застосування для оцінювання невизначеності вимірювання є не досить розвиненим. Для отримання композиційного розподілу до отриманих моделей застосовують операції над нечіткими множинами. Їх існує досить велика кількість і для вибору найкращого проводяться відповідні дослідження. Очевидно що такий спосіб є досить простим, не потребує залучення складного математичного та алгоритмічного апарату. Застосування нечітких моделей також пов'язане з рядом труднощів: незадекларованість у нормативних документах унеможлиблює їх застосування для метрологічних робіт; процедура неперервного перетворення передбачає використання медіани розподілу як оцінки вимірюваної величини; застосування зрізаних розподілів аргументів; обмеженість одномодальними розподілами.

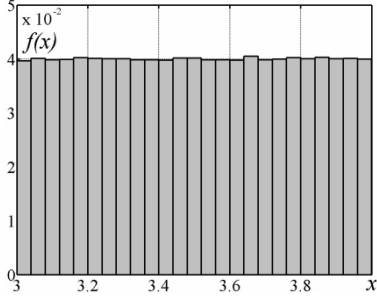
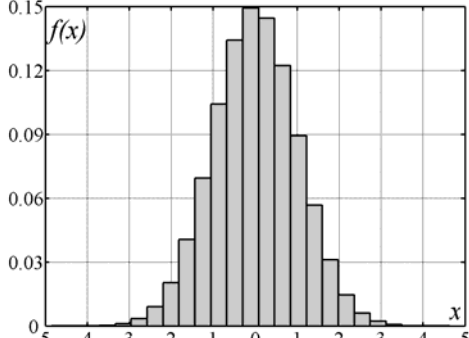
6. Порівняння наведених моделей та засобів їх використання

Для порівняння (табл. 1) використовуємо два найбільш застосовані у метрології закони розподілу (рівномірний і нормальний). Засоби отримання композиційного розподілу розглянемо за найпростішим прикладом згортка двох однакових розподілів $R(0,2)$ для лінійної моделі вимірювання. Очевидно, що аналітична форма функції щільності ймовірності матиме вигляд:

$$f(y) = \frac{1}{2} \left(1 - |(y - 2) / 2| \right), y \in (0, 4).$$

Порівняння моделей композиційного розподілу наведено на рис. 2, 3. З прикладу видно, що розподіли (як ймовірностей у формі інтегрального, так і можливостей) досить близькі.

Табл. 1. Моделі складових невизначеності

	Рівномірний $R(a, b)$	Нормальний $N(m, \sigma)$
Аналітична	Функція щільності ймовірності:	
	$f(x) = \frac{1}{b-a}$	$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left(-\frac{(x-m)^2}{2\sigma^2}\right)$
	Характеристична функція:	
	$g(t) = \frac{e^{itb} - e^{ita}}{(b-a)it}$	$g(t) = \exp\left\{imt - \frac{\sigma^2 t^2}{2}\right\}$
Дискретна	$\{x_i, f_i\} : i \in (1, n)$	
	$f_i = \frac{1}{b-a} \cdot \Delta x, \Delta x = \frac{b-a}{n}$	$f_i = \Delta x \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left(-\frac{(x_i-m)^2}{2\sigma^2}\right),$ $\Delta x = \frac{2k\sigma}{n}$
Імітаційна	r – масив $R(0, 1)$	
	$X = k_2(r - k_1), k_1 = a$ – коефіцієнт зсуву $k_2 = 1/(b-a)$ – коефіцієнт масштабу 	$X = F^{-1}(r), F^{-1}$ – обернена функція розподілу 

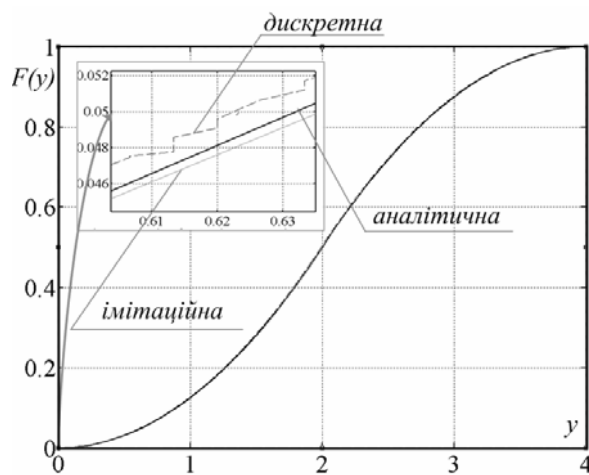
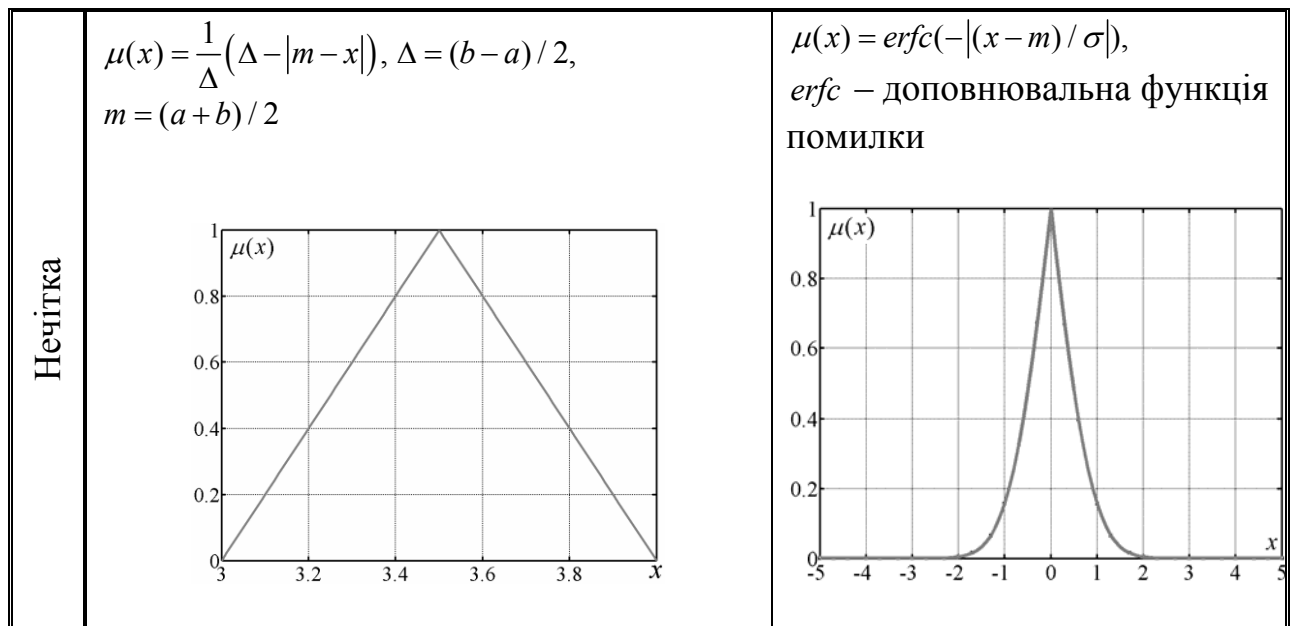


Рис. 2. Композиційні розподіли отримані засобами неперервної згортки, дискретної згортки та методом Монте-Карло

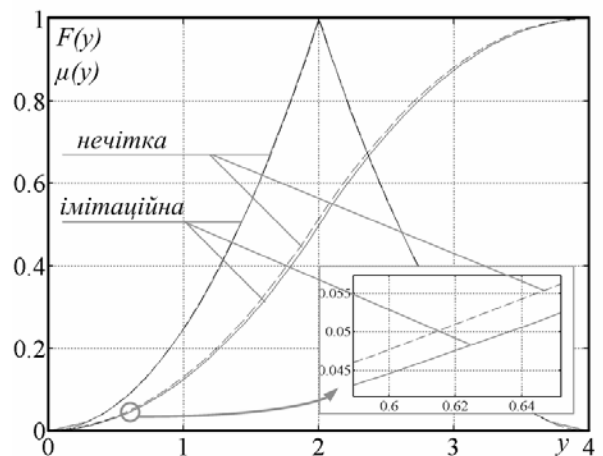


Рис. 3. Композиційні розподіли (ймовірності та можливості) отримані засобами Монте-Карло (штрихові лінії) та «нечіткої згортки»

Найбільше відхилення від «еталонних» значень, отриманих засобами неперервної згортки, спостерігалось для нечітких моделей. Для даного прикладу, воно є незначним – відносна різниця значень розширеної невизначеності відповідно двом методам не перевищує 0,3%. Інші приклади дають більше відхилення але у допустимих межах для прикладного застосування.

Таким чином, проведений огляд та дослідження методів оцінювання композиційного розподілу показали наступне:

- використання аналітичних методів є недоцільним у багатьох прикладних задачах, але є необхідним для верифікації нових методів та

аналізаторів невивченості чи іншого програмного забезпечення щодо оцінювання параметрів розподілу функцій випадкових аргументів;

- для автоматизації процесів оцінювання композиційного розподілу доцільно використовувати моделювання методом Монте-Карло, що вже є досить поширеним, а також дискретну згортку, що також досить просто реалізується як для реалізації функцій щільності ймовірності так і функцій щільності відносних частот;

- перспективним є застосування нечітких моделей, яке за простої реалізації у більшості випадків дає задовільні результати.

Отримані результати є корисними не лише для областей теоретичної та прикладної метрології, а у питаннях керування якістю, оцінювання ризиків тощо.

Посилання:

[1] *S.Castrup* A Comprehensive Comparison of Uncertainty Analysis Tools // Measurement Science Conference, Anaheim, CA, January 2004 (27 pgs). – <http://www.isgmax.com>.

[2] *В. В. Новиков, А.М. Коцюба* Автоматизация процесса вычисления оценок неопределенности измерений // Системы обработки информации. – 2006. – Вып. 7 (56). – С. 59 – 61.

[3] *И. П. Захаров, С. В. Водотыка* Программное средство для расчета неопределенности измерения // Системы обработки информации. – 2007. – Вып. 6 (64). – С. 41–43.

[4] Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement: First Edition. – ISO, Switzerland, 1993. – 101 с.

[5] *В. Д. Циделко, Н. А. Яремчук, М. В. Галёвская* Исследование методов оценивания расширенной неопределенности // Системы обработки информации. – 2008. – Вып. 4 (71). – С. 49–54.

[6] Supplement 1 to the Guide to the expression of uncertainty in measurement (GUM) –Propagation of distributions using a Monte Carlo method, Guide OIML G1-101 Edition 2007 (E) – 60 с.

[7] *Циделко В.Д., Яремчук Н.А., Василенко М.В.* Исследование способов оценивания неопределенности косвенного измерения при невозможности линеаризации уравнения погрешности// Системы обработки информации. – 2006. – Вып.7(56). – с. 77 – 81.

[8] *Макаров А. М., Евдокимов О. Ю., Дейнеко М. С.* Введение в математический аппарат характеристической функции Меллина. // Известия ТРТУ. Специальный выпуск «Материалы XLVII научно-технической конференции». Таганрог: ТРТУ, 2002. №1(24). С. 3 – 7.

- [9] *Sim C. H., Lim M. H.* Evaluating expanded uncertainty in measurement with a fitted distribution// *Metrologia* 45 (2008), p.178–184.
- [10] *M. Dorozhovets, Z. Warsza* Propozycje rozszerzenia metod wyznaczania niepewności wyniku pomiarów wg Przewodnika GUM// *Pomiary Automatyka Robotyka* 2(2007), s. 6–12.
- [11] *Захаров И. П.* Моделирование коррелированных данных при обработке результатов измерений// *Моделювання та інформаційні технології*. – К.: ІПКЕ ім. Пухова 2005. – Вип. 33. – с. 35–40.
- [12] *N. O. Vil'chevskii, G. L. Shevlyakov* On the Bernstein polynomial estimators of distribution and quantile function, *Journal of Mathematical Sciences*, Vol. 105, No. 6, 2001.
- [13] *Mauris G., Lassere F., Foulloy L.* Fuzzy approach for the expression of uncertainty in measurement. – *Measurement*, 2001, №29.
- [14] *Klir GJ* . Information-preserving probability-possibility transformations: recent developments – *Fuzzy Logic*, 1993 – p.417-428.

УДК 629.7.052

РОЗРОБКА ТА ДОСЛІДЖЕННЯ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ ЗБОРУ, ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ І КЕРУВАННЯ ДЛЯ МІКРОСУПУТНИКА МС КПІ

Л.О. Гричаник

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”

м. Київ, Україна.
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Аналіз існуючого стану проблеми та розробка схемо – технічних рішень

Сучасні бортові системи супутників реалізуються на основі засобів комп'ютерної техніки, її елементної бази, математичного та програмного забезпечення (ПЗ). Так аналіз показує, що тенденцією розвитку БСОІ є побудова розподілених комплексів з децентралізацією на кожному рівні де реалізуються інформаційні (збір [в том числі програмна вибірка наукових приладів], контроль параметрів, обробка інформації; оперативна передача і реєстрація технологічних параметрів; ведення / виведення даних НД; зберігання даних та їх аналіз; інше) і керуючі (програмне керування обладнанням і науковими приладами; керування функціональними блоками, НД, інше) функції. При цьому ПЗ БСОІ складається з спеціального (підтримка технології НД), прикладного ПЗ (алгоритми керування і обробки даних НД) /ППЗ/ і системного ПЗ (ОС).

Аналіз існуючих БСОІ показує, що вони реалізовані по технології *Embedded systems*, на базі мікроЕВМ, мікроконтролерів (мікроКон) та з застосуванням: проблемно-орієнтованого і універсального ПЗ; ОС; ППЗ; модулів вводу/ виводу; наукових приладів з стандартними інтерфейсами; комп'ютерних мереж, інше. Найбільш часто використовуються стандарти VME, PC/104, MicroPC, які адаптуються до умов НД і дозволяють компонувати універсальні засоби БСОІ.

Розробка БСОІ включає: вивчення існуючої і планування нової організації НД; оцінку техніко-економічної доцільності створення БСОІ; формування вимог до інформаційного, методичного, програмного, організаційного і технічного забезпечення. Значні витрати при розробці БСОІ пов'язані з особливостями конкретних НД, що ускладнює використання стандартних рішень.

Створення БСОІ в стандарті PC-104 (IEEE-P996) обґрунтовано тим, що: архітектура IBM PC в порівнянні з платформи VME, STD, SBT32, Multibus, інші значно дешевша і добре відома, суттєво потребує менший час розробки кінцевої системи; існує багато ППЗ; вирішуються питання уніфікації і стандартизації, забезпечується модернізація та зменшуються витрати на підтримку її роботи; ін.

Отже, на борту МС необхідно мати універсальні, уніфіковані, відносно дешеві БСОІ, яка б забезпечила без конструктивних змін проблемну-

орієнтацію НД. Метою даного проекту і є створення БСОІ з такими властивостями.

Визначення підсистем БСОІК

Пропонується наступна структура БОСК МС_КПІ, яка показана на (рис. 1). Вона складається з таких функціональних блоків: інтерфейсний блок; процесорний блок; блок зберігання інформації; блок збору даних; блок керування системами МС_КПІ; блок електроживлення.



Рис. 1 Структура бортовой системы МС_КПІ

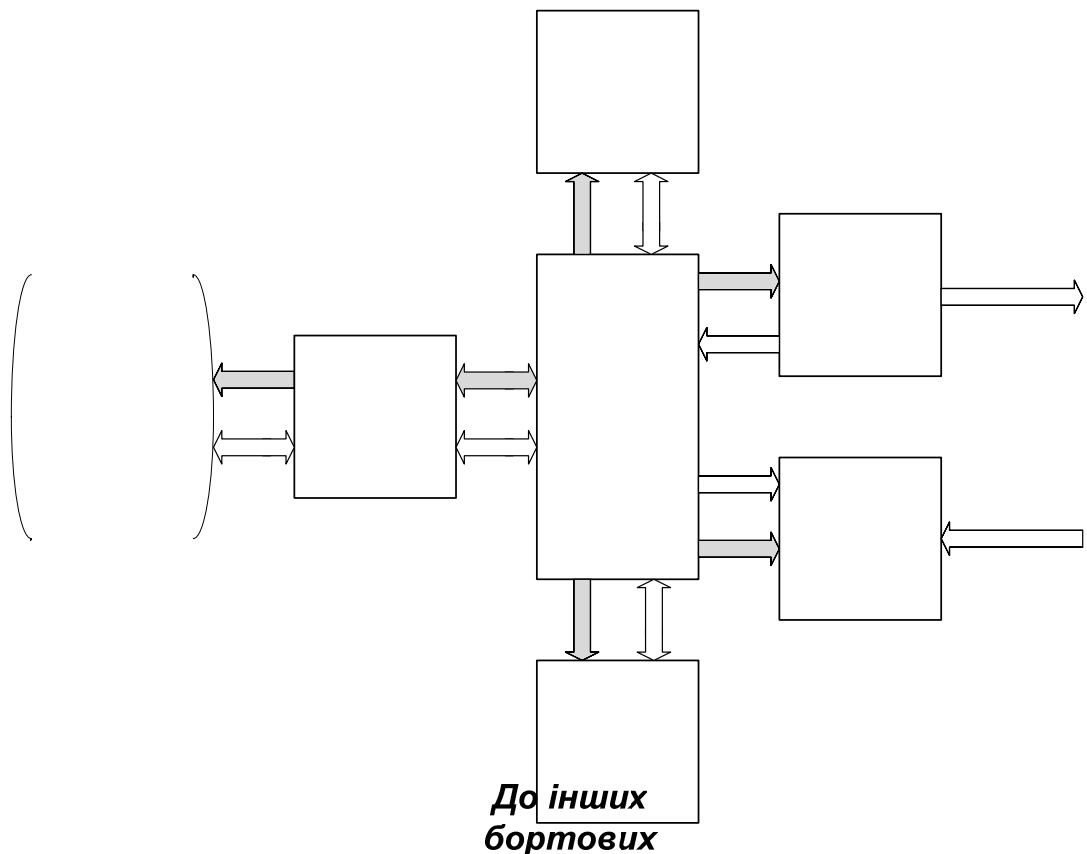


Рис. 2 Структура бортового засобу з контролем управління

Теоретичні дослідження складових БСОІ

Життєва здатність і надійність конструкції визначається стандартом РС-104/ 104+; безперервна робота БСОІ в умовах космічного простору не менше 10000 годин; перевантаження – не більше 10g.

Склад визначається структурою БОСК, але може бути реалізована як: радіальна однокомплектна БОСК (3 плати стандарту РС-104/ 104+); радіальна двокомплектна/ трикомплектна БОСК (3 плати стандарту РС-104/ 104+); багаторівнева мережена однокомплектна/ багатокомплектна БОСК (CANbus та 3 / 4 плат стандарту РС-104/ 104+).

Основні конструкторські характеристики визначаються стандартом РС-104/ 104+ для радіальної однокомплектної БОСК - споживча потужність 5 Вт, розмір - 90x96x51мм; радіальної двокомплектної/ трикомплектної БОСК - споживча потужність - 10/ 15Вт (до 5 Вт в варіанті з холодним резервуванням), габарити 90x96x100/ 150мм; багаторівнева мережена однокомплектна/ багатокомплектна БОСК - споживча потужність - 10 Вт, габарити - 90x96x100мм. Вага БОСК в різній комплектації не більше 1000 грам.

Було підібрано такі модулі:

- для автоматизованої системи збору та обробки інформації на борту мікросупутника пропонується використати, в якості процесорного і

інтерфейсного модулів, високопродуктивну процесорну плату з інтегрованою підсистемою вводу-виводу Athena.

- в якості блоку зберігання даних запропоновано пристрої зберігання інформації стандартні інтерфейси, що використовують, IDE, CompactFlash(CF) і solid-state FlashDisk .
- для підсистеми збору даних БОСК пропонується використати можливості процесорної плати з інтегрованою підсистемою вводу-виводу Athena, а також наступних модулів: Onyx-MM-DIO (модуль цифрового вводу-виводу); Pearl-MM (модуль дискретного вводу); Diamond-MM-32X-AT (модуль аналогового вводу-виводу);
- в якості підсистеми Ruby-MM-1612: 16-канальний модуль ЦАП.
- підсистема живлення базується на блоці живлення *HESC104-HV* та батарейному модулі BAT104-SLA45.

Підсистема збору інформації складається з АЦП, ЦАП, цифрового блоку вводу – виводу, і топологічних елементів лічильника/таймера.

АЦП складається з 16 – розрядного аналого – цифрового перетворювача на 16 несиметричних та 8 диференціальних входних каналів, і FIFO з 48 вибірками для надійного швидкодіючого здійснення вибірки і операції перегляду. Діапазони зміни входних сигналів програмовані - $\pm 10\text{В}/0-10\text{В}$ (амплітуда/коефіцієнт підсилення), і максимальна частота вибірки АЦП - 100кГц.

ЦАП складається з 4-х 12-ти розрядних каналів.

Блок цифрового вводу – виводу включає 24-х розрядний канал з програмованим управлінням, 3.3В і 5В сумісна логіка.

Блок лічильника/таймера – 24-х розрядний лічильник таймера для керування частотою вимірювань миттєвих значень АЦП і лічильник/таймер на 16-ть розрядів для призначених користувачеві додатків.

Високошвидкісна вибірка АЦП забезпечується перериваннями і FIFO. FIFO використовується для зберігання вибраного користувачем числа вибірок, переривання виникає, коли FIFO досягає цього числа. Функція переривання виконується і читає дані з FIFO, як тільки виникає переривання. Таким чином частота переривань знижується на коефіцієнт, рівний розміру порогу FIFO, забезпечуючи більш швидку частоту вимірювань миттєвих значень АЦП.

Для роботи з портом вводу/виводу необхідно використати інтерфейсну плату (рис. 3).

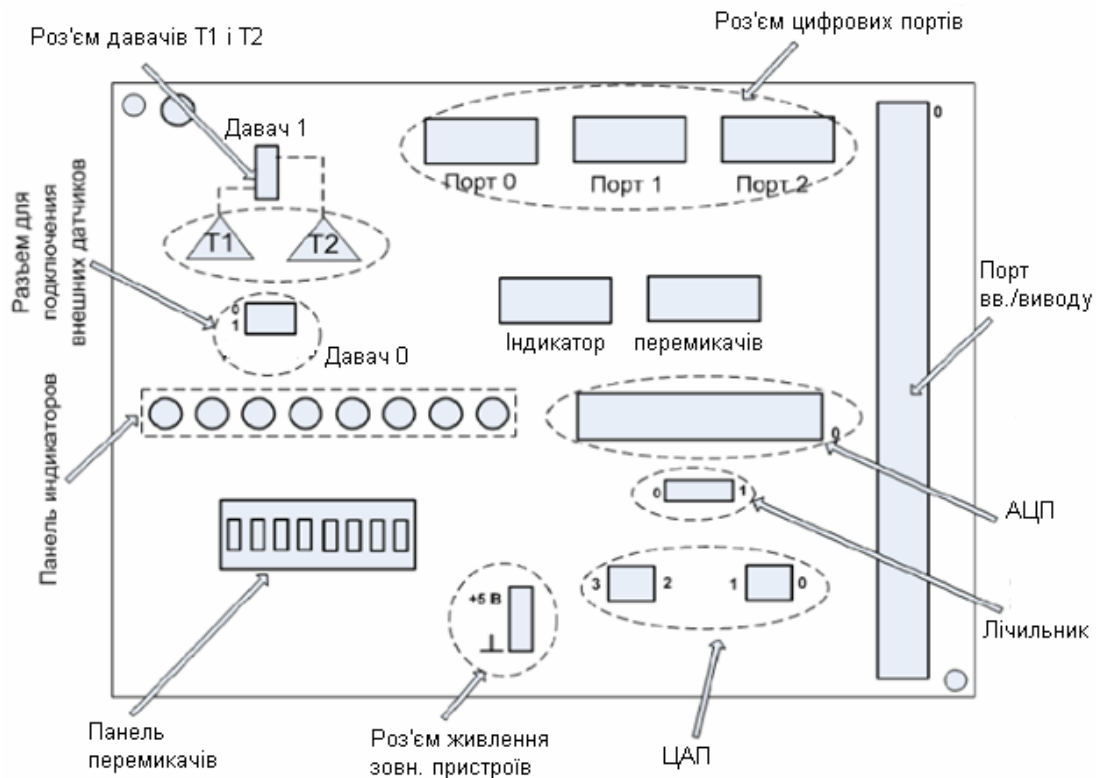


Рис. 3 Інтерфейсна плата

Інтерфейсна плата дозволяє проводити знімання даних з різних зовнішніх давачів за допомогою порта вводу/виводу даної системи. На платі присутня панель індикаторів та перемикачів, які дозволяють проводити наладку цифрових портів через роз'єм «Індикатор» та «Перемикач».

В подальшій роботі дослідження будуть проводитися за допомогою проведення натурних експериментів та моделювання об'єктів дослідження у складі вимірювальних систем, будуть проведені комплексні дослідження складових БСОІК в загальній системі та формування пропозицій і рекомендацій щодо їх реалізації для МС КПП.

Література

1. Зінченко В.П. Інструментальні засоби бортових систем збору та обробки наукової інформації // IV Междунар. конф. "Тиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники": Сб. докл. в 2-х частях. - К.: НТУУ "КПИ", 2003. - Ч. II. - С. 198 - 207.
2. Створення інструментальних засобів бортової системи збору та обробки наукової інформації/ Зінченко В.П. і ін.// Наук. кер. В.П.Зінченко. - К.: НТУУ "КПИ". - Звіт ДКР № 03/01. ДЕП). - Тема № 03/01. - ФАКС. - К., 2001. - 233 с.
3. Гобчанский О.П. Построение унифицированных средств бортовых вычислительных комплексов на основе стандарта MicroPC // СТА. - 1998. - №2.
4. <http://www.diamondsystems.com/>
5. <http://www.acrosser.com/>

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОБЛЕМ СТВОРЕННЯ СИСТЕМ ДИСТАНЦІЙНОГО МОНІТОРИНГУ

Р.Б. Грубник

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”

м. Київ, Україна.
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Необхідність моніторингу продиктована сучасними умовами ринку. З кожним днем виробничі і інші системи, що використовуються стають складнішими. Кількість зв'язків в системах збільшується за експоненціальним законом. Зростає кількість і вірогідність виникнення збоїв, неправильної роботи устаткування, похибок у алгоритмах опрацювання різних ситуацій і нарешті просто вихід з ладу, що характеризується відхиленням інформативних показників від норми.

Моніторинг – систематичний збір і обробка інформації, яка використовується під час прийняття рішень. Цінність інформації визначається її достовірністю та оперативністю, з якою можливо отримати доступ до неї та провести необхідний аналіз даних. Актуальність і необхідність моніторингу зумовлена економічною доцільністю, адже своєчасне виявлення відхилення від норми показників дозволяє проводити профілактичні заходи, що в рази дешевше за дії постфактум. Окрім цього, завчасне виявлення пошкоджень дозволяє мінімізувати час простою виробничого процесу, що також суттєво позначається на економічній ефективності підприємства.

Виходячи з наведених прикладів необхідності моніторингу було зроблено висновки, щодо загальної концепції сучасної системи моніторингу. Система повинна бути легко пристосованою до різних умов роботи; підтримувати різні режими роботи (за різних оточуючих умов); легко розширятися (як за рахунок кількості давачів так і за рахунок нових моніторингових параметрів); швидко та без капітальних затрат розгортуватися на об'єкті; просто масштабуватися. Окрім створення універсальних фізичних пристроїв для збору даних, досить важливо організувати централізоване керівництво, збір та обробку інформації з давачів.

На сьогоднішній день звичайно існують різні системи моніторингу. Але переважна більшість цих систем вузькопрофільні та не відповідають вимогам універсальної моніторингової системи, виведені нами. Найбільш болючими недоліками таких систем є їх система збору даних, що побудована на передачі інформації від давача до центру управління через дротовий зв'язок, що значно підвищує коштовність цих систем та позбавляє їх мобільності. У тих випадках, коли системи з самого початку проектуються мобільними, в них використовується нераціонально швидкий бездротовий зв'язок IEEE

802.11 Wi-Fi. Недоліком такого застосування даного типу зв'язку, є сам протокол Wi-Fi. З самого початку даний протокол був створений для побудови локальних бездротових мереж, в яких основною вимогою є швидкість. Як наслідок, енергоспоживання за умови використання Wi-Fi є неприпустимо високим і відчутно зменшує час автономної роботи моніторингового устаткування (з іншого боку, збільшує габарити елементів живлення, що також негативно впливає на портативність давачів).

На початковому етапі розробки системи було вирішено створити бездротовий давач температури (з можливістю розширення параметрів для моніторингу). Бездротовий зв'язок реалізується протоколом передачі даних IEEE 802.15.4 ZigBee.

Вибір стандарту ZigBee досить легко пояснити. Це новий протокол направлений спеціально на створення бездротових мереж з максимальною енерговіддачею. Дозволяє легко і просто побудувати бездротову мережу з високою надійністю, підтримує різні топології мережі. У разі непрацездатності одного давача, сусідні компоненти візьмуть на себе роль ретранслятора інформації, що раніше передавалась ним. Стандарт забезпечує швидкість передачі даних до 250 кбіт/сек і використовує не ліцензовані частоти для передачі інформації у діапазоні 2,4ГГц.

Для створення ефективної, енергозберігаючої, максимально мобільної та портативної основи системи моніторингу було використано наступні компоненти: мікроконтролер PIC18LF4620 (Microchip), трансмітер MRF24J40 (Microchip), давач температури TMP37 (Analog Devices).

Алгоритм роботи бездротового давача виглядає таким чином: інформація з давача температури TMP37 надходить (через узгоджувальний пристрій) на вхід 8 бітного АЦП, яким обладнано мікроконтролер PIC18LF4620. Після усереднення результатів отриманих з АЦП йде або запис результату до пам'яті, або передача через трансмітер MRF24J40 до серверу збору даних (в залежності від режиму роботи давача). Обмін даними між мікроконтролером та трансмітером здійснюється через інтерфейс SPI (Serial Peripheral Interface).

Програмне забезпечення для мікроконтролера створено на мові програмування C. Підключення до ПК здійснюється через інтерфейс RS232.

Такий давач дає можливість створення системи моніторингу, що володіє такими характеристиками:

- мобільність
- можливість розширення кількості спостережних параметрів
- масштабованість
- тривалий час автономної роботи

Моніторингова система, що володіє такими можливостями дає змогу легко та досить швидко пристосовуватися до різноманітного навколишнього середовища та дає широкий вибір параметрів для моніторингу (існує велика кількість первинних давачів, що легко додаються до системи).

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПЕРЕДАЧИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ С ПОМОЩЬЮ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОГО КОДИРОВАНИЯ

Буров В.А. Каминская О.О.

Национальный технический университет Украины

«Киевский Политехнический институт»

г. Киев, Украина

Получение, передача, обработка и хранение информации - это наиболее динамично развивающиеся в последние десятилетия и перспективные области человеческой деятельности. При передаче информации по каналу связи с помехами в принятых данных могут возникать ошибки.

Для уменьшения количества ошибок, возникающих при передаче информации по каналу с помехами, может быть использовано кодирование в канале, или помехоустойчивое кодирование.

Кодирование с исправлением ошибок представляет собой метод обработки сообщений, предназначенный для повышения надежности передачи информации по цифровым каналам. Различные схемы кодирования очень непохожи друг на друга и основаны на различных математических теориях.

На практике нередко возникают задачи, когда необходимо использовать наиболее мощные коды. К числу таких задач относятся: обеспечение высокой помехоустойчивости (низкой вероятности ошибки в приеме бита) при дефиците энергетики радиолиний, что нередко имеет место в спутниковой связи.

Широкое применение помехоустойчивого кодирования в современных цифровых системах связи обусловлено тем, что оно является эффективным средством приведения параметров системы к желаемому компромиссу между достоверностью передачи, необходимой мощностью и пропускной способностью.

В настоящее время известно большое количество достаточно мощных кодов с высокой исправляющей способностью при высоких информационных скоростях. Однако их применение ограничено сложностью реализации оптимальных декодеров, обеспечивающих минимум вероятности ошибочного декодирования. По этой причине на практике чаще всего используются составные или каскадные коды. В таких конструкциях множество символов кодового слова может быть разбито на различные подмножества, сформированные на основе коротких кодов, допускающих простые в реализации процедуры декодирования.

Турбокоды представляют собой сравнительно новый тип кодов для исправления ошибок, возникающих при передаче цифровой информации по каналам связи с шумами. Впервые они были введены в рассмотрение

французским исследователем К. Берру в 1993 году и сразу же привлекли к себе пристальное внимание специалистов в области помехоустойчивого кодирования. Причина этому — уникальная способность турбокодов обеспечивать характеристики помехоустойчивости передачи информации, близкие к теоретически достижимым значениям при умеренной сложности реализации кодеров.

Разработка турбокодов развивается по двум направлениям: сверточные турбокоды, образованные путем параллельного соединения двух или более сверточных кодеров, и блочные турбокоды, образованные путем последовательного соединения двух или более блочных кодеров. Как показали исследования, блочные турбокоды (Block Turbo Code, BTC) являются более эффективными при относительно высоких кодовых скоростях.

Блочный систематический код представляет собой блок из n битов (в более общем не двоичном случае — символов), в котором содержатся в явном виде k информационных битов, остальные $n - k$ — проверочные. Проверочные символы представляют собой линейные комбинации информационных символов. При прочих равных условиях эффективность блочных кодов с ростом длины блока возрастает, однако, растет и сложность алгоритма декодирования. На практике наибольшее распространение получили так называемые циклические коды, для которых при кодировании и декодировании используется теория полиномов, предполагающая алгебраические вычисления в конечных полях. Принятие решения в декодере о переданных k информационных символах обычно выносится после "жесткого" принятия решения (ноль или единица) в демодуляторе о каждом из переданных как информационных, так и проверочных символов. При этом, однако, "мягкие" решения, которые при аналоговой обработке в демодуляторе представляют собой непрерывные значения, а при цифровой — многоуровневые числа, являются оценкой достоверности принятых символов и их использование при декодировании потенциально могло бы повысить качество приема информации. В то же время, реализация алгоритма декодирования с "мягкими" решениями для классических блочных кодов, как правило, вызывает затруднения. Примерами классических алгебраических блочных кодов являются коды Хэмминга, Боуза-Чоудхури-Хоквингема (БЧХ) и Рида-Соломона.

"Хорошие" сверточные коды были найдены методом моделирования на основе критерия минимума вероятности ошибки. Процесс кодирования сверточным кодом сводится к вычислению свертки непрерывного (в общем случае неограниченной длины) информационного потока символов с заданными последовательностями длины K . При этом число состояний, в которых может находиться сверточный кодер, ограничено и равно $2^K - 1$. Величина K называется длиной кодового ограничения. На практике для декодирования сверточных кодов наибольшее распространение получил алгоритм Витерби, предложенный в 70-х годах, и несколько модификаций алгоритма последовательного декодирования. В отличие от блочных

алгебраических кодов, декодирование сверточных кодов с "мягкими" решениями не вызывает затруднений. Последнее обстоятельство позволяет, например, для сверточного кода Оденвальдера с $K=7$, используемого практически во всех стандартах консорциума DVB (Digital Video Broadcasting) и являющегося стандартом де-факто для многих спутниковых цифровых систем (например, Inmarsat и Intelsat), получить энергетический выигрыш не менее 2 дБ при декодировании по алгоритму Витерби в сравнении с использованием "жестких" решений для требуемой величины BER менее чем 10^{-5} .

Достоинство турбокодов состоит в том, что они допускают итеративную процедуру декодирования, в которой на каждой итерации с помощью простых процедур декодирования анализируются данные, принадлежащие простым парциальным кодам.

Схема построения итеративного декодера представлена на рис. 1. Итеративный декодер двумерного блочного турбокода представляет собой последовательное соединение двух элементарных декодеров и основан на вычислении апостериорных вероятностей двоичных символов кодовых слов. Каждый из элементарных декодеров выносит решение о переданном символе на основе критерия максимальной апостериорной вероятности, чем обеспечивается минимум вероятности ошибочного декодирования каждым элементарным декодером.

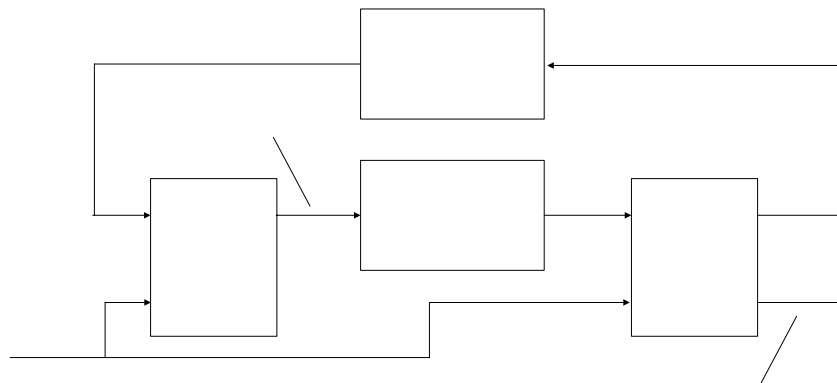


Рис. 1. Структурная схема итеративного декодера турбо кода.

На первой итерации от демодулятора на вход первого декодера поступают оценки («мягкие» решения) символов. На выходе первого декодера формируется «мягкое» решение символов, которое затем используется в качестве входной информации для второго декодера.

На второй и последующих итерациях декодирования входные данные обновляются и используются как априорная информация о переданных символах для первого декодера. Процедура повторяется от итерации к итерации, увеличивая вероятность правильного декодирования. Окончание процесса декодирования происходит после выполнения заданного количества итерационных циклов. В этом случае после последней итерации

от «мягких» решений берется знаковый разряд, который и является выходом итеративного декодера.

Таким образом, на вход элементарных декодеров поступают «мягкие» решения, результат декодирования на выходе элементарных декодеров — также «мягкое» решение. По этой причине такие схемы получили название декодеров с мягким входом и мягким выходом (Soft Input Soft Output — SISO). Изложенный алгоритм декодирования обладает высокой эффективностью, так как каждая последующая итерация увеличивает достоверность декодирования, а количество итераций ограничено допустимой задержкой на декодирование.

Если в качестве тестового взять случайный сигнал, закодировать его свёрточным кодом, кодом Рида-Соломона и турбокодом, наложить гауссов шум разной мощности и выполнить декодирование, затем построить график зависимости частоты ошибочных бит от уровня шума для разных методов, получим, что наиболее эффективным оказывается турбокод.

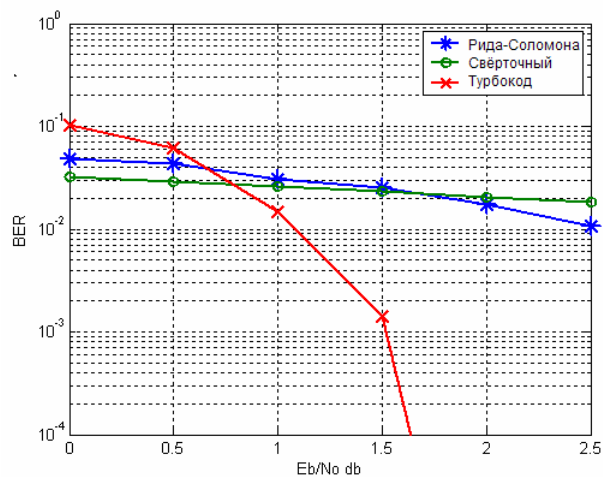


Рис. 2. Зависимость частоты ошибочных бит от уровня шума

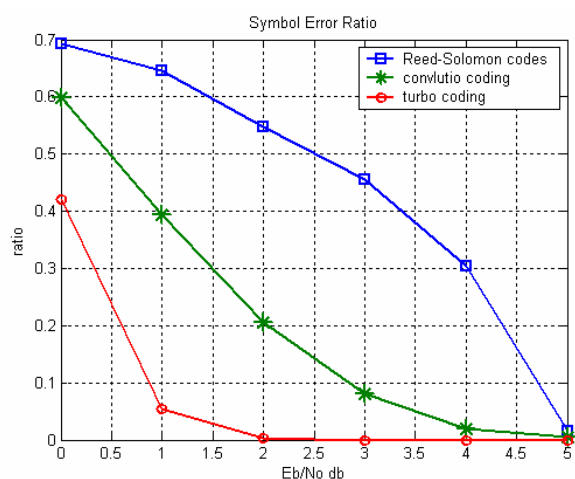


Рис. 3. Зависимость коэффициента ошибочных символов от уровня шума

Также выявлен факт, что даже с незначительным ростом количества итераций турбодекодера, частота ошибочных бит резко падает (см. рис 4, 5), при этом нет необходимости менять структуру декодера.

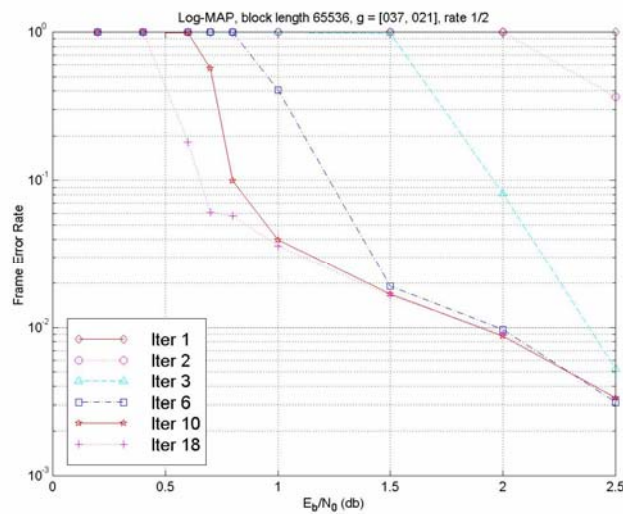


Рис. 4. Зависимость частоты ошибочных бит от числа итераций турбодекодера для размера блока 65536.

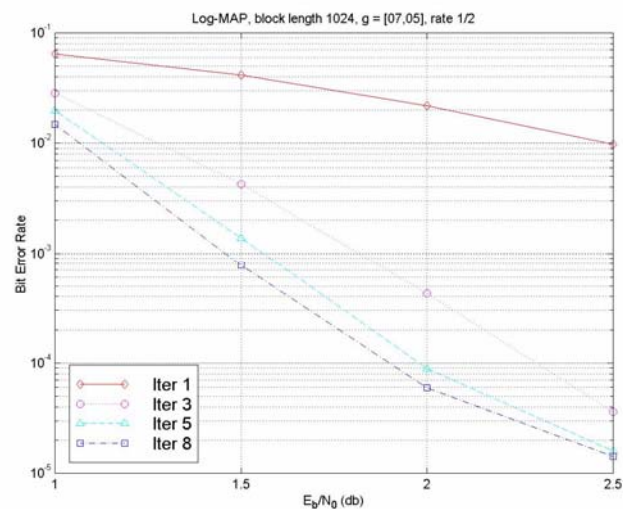


Рис. 5. Зависимость частоты ошибочных бит от числа итераций турбодекодера для размера блока 1024.

В настоящее время теория турбокодирования и технология микроэлектронной реализации турбокодеров интенсивно развивается в системах спутниковой связи, беспроводного широкополосного доступа и цифрового телевидения. Разработка платформы, реализующей этот перспективный вид помехоустойчивого кодирования, является важным шагом на пути к созданию конкурентоспособных отечественных систем радиосвязи.

Литература

1. <http://www.ccsds.org/>

2. TM SYNCHRONIZATION AND CHANNEL CODING".
RECOMMENDATION FOR SPACE DATA SYSTEM STANDARDS.
3. Григорьев В.Л. Микропроцессор i486: В 4 кн. – М.: ГРАНАЛ, 1993. – 1 Кн.: Архитектура и программирование. – 2 Кн.: Аппаратная архитектура, 3 Кн.: Устройство с плавающей точкой, – 4 Кн.: Справочник по системе команд.
4. Нортон П., Сохуэ Д. Язык ассемблера для IBM PC: Пер. с англ. - М.: Компьютер; Финансы и статистика, 1992.
5. Смит Б.Э., Джонсон М.Т. Архитектура и программирование микропроцессора Intel 80386: Пер с англ. - М.: Конкорд, 1993.
6. Фролов А.В., Фролов Г.В. Аппаратное обеспечение IBM PC: В 2 кн. - М.: Диалог-МИФИ, 1993.
7. Фролов А.В., Фролов Г.В. Защищенный режим процессоров Intel 80286 / 80386 / 80486.
8. Практическое руководство по использованию защищенного режима. - М.: Диалог-МИФИ, 1993.
9. Зинченко В.П., Буров В.А., Зинченко С.В. и др. Разработка систем передачи телеметрической информации для космических объектов // Системні дослідження та інформаційні технології. - 2005. – № 3. - С. 57 - 72.
10. Зинченко В.П., Буров В.А., Зинченко С.В. и др. Оптимизация систем передачи телеметрической информации // XXXII Междунар. конф. "Вопросы оптимизации вычислений". – НАН Украины: ИК им. В.М. Глушкова. – с. Кацевели, 2005. – С. 90 - 91.
11. B. Thomson. Advanced Error Correction Enables Broadband Wireless // Wireless Systems Design. June 2000.
12. Brian Edmonston, Comparison of TurboConvolutional Codes and Turbo Product Codes for QPSK-64QAM Channels. <http://ieee802.org/16>.
13. Волков Л. Н., Немировский М. С., Шинаков Ю., Системы цифровой радиосвязи: базовые методы и характеристики. М.: ЭкоТрендз, 2005.
14. www.aha.com.

УДК. 621.317.39

ИЗМЕРИТЕЛЬ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУР С КОРРЕКЦИЕЙ ПОГРЕШНОСТЕЙ

Н.М. Климчук, В.В. Терех

Национальный технический университет Украины «Киевский
политехнический институт», Киев, Украина

При проведении криохирургических операций крайне важно иметь информацию о значении температуры в зоне контакта рабочего инструмента с телом пациента. Эта величина определяет тип процессов, происходящих в тканях организма при операции – криодеструкция (разрушение) очагов поражения либо их криоконсервация. В последнем случае рецидивы болезни неизбежны.

Измеритель температуры разработан по заказу НПФ «Пульс» г.Киев, производящей медицинские криоустановки «Крио-МТ». Сложность измерения температуры, в данном случае, объясняется тем, что датчик является встроенным в рабочий инструмент, а также конструктивными особенностями самих рабочих инструментов – малыми габаритными размерами, паразитными тепловыми сопротивлениями между внешней поверхностью и охлаждающим агентом (обычно – жидкий азот), общим контактом датчика температуры с корпусом установки и др.

В состав измерителя входят следующие блоки: полупроводниковый датчик температуры (ДТ), подключаемый к внешнему источнику стабильного тока (100 мкА), усилитель напряжения, блок аналоговой гальванической развязки, аналого-цифровой преобразователь (АЦП) и вычислительный блок (ВБ).

Передаточная характеристика ДТ, применяемого в измерителе, описывается полиномом высокой степени. Проанализированы погрешности ДТ при аппроксимации передаточной характеристики полиномами второй степени. Применен метод аддитивно – мультипликативной коррекции погрешностей измерительного тракта. Разработана методика коррекции результатов измерения при замене рабочего инструмента (т.е. фактически ДТ). Абсолютная погрешность измерения не превышает 1°C в диапазоне температур от минус 196°C до 10°C при смене более чем 20-ти рабочих инструментов, входящих в комплект установки.

Для коррекции погрешности измерений было решено использовать программные методы. На программу ложится выполнение главной части аддитивно – мультипликативной коррекции погрешностей измерительного тракта - вычисления. Также программно легче учесть коэффициенты при старших степенях полинома.

Система должна эксплуатироваться в условиях низких температур и повышенной влажности, то к вычислительному блоку предъявляются повышенные требования по надежности.

Для вычислений использован промышленный микроконтроллер фирмы Silicon Laboratories C8051F020. Этот микроконтроллер обладает производительностью 25 MIPS, потому можно для коррекции использовать сложные алгоритмы, при приемлемом быстродействии. Также он имеет встроенный ЦАП и АЦП, что позволяет уменьшить размеры устройства, понизить энергопотребление и повысить надежность системы в целом.

Разработка измерителя позволила также усовершенствовать, существующую в установке «Крио-МТ», систему стабилизации температуры рабочего инструмента и повысить точность поддержания температуры в зоне контакта почти в три раза.

Е.В. Козыр, аспирантка
Национальный технический университет Украины «Киевский
Политехнический институт»
Киев, Украина
Lena.trump@gmail.com

Введение:

Вопросы статистического анализа относятся к одним из наиболее актуальных в математической интерпретации эмпирических данных, поскольку статистический материал часто является единственным объективным источником информации об исследуемых процессах.

Существует несколько причин для того, чтобы применять статистические методы в промышленности, а именно:

- требования ГОСТов
- требования стандартов качества ISO, QS, HACCP и др.
- требования заказчиков /потребителей
- невозможность и экономическая нецелесообразность сплошного контроля
- снижение уровня брака и повышения качества продукции/процессов.

Статистический контроль призван:

- обеспечить потребителя некоторыми гарантиями качества продукции
- выявлять систематизировать и анализировать информацию о факторах, оказывающих влияние на качество процесса/продукта
- определять режимы работы, при которых уровень брака минимален
- прогнозировать уровень брака
- способствовать постоянному улучшению качества

Конечной целью любой обработки экспериментальных данных является выдвижение гипотез о классе и структуре математической модели исследуемого явления, выбор возможных методов дальнейшей статистической обработки и анализ выполнение предположений, которые лежат в их основе.

Результаты наблюдений по своему характеру являются случайными. Это связано либо со статистической природой самого исследуемого явления, либо с различными случайными воздействиями, которые не контролируемо вносятся в процессе измерений. Любые гипотезы проверяют, выдвигая сначала комплекс некоторых предпосылок о законе распределения случайной величины. Невыполнение предпосылок делает выводы из таких проверок не соответствующими истине. То есть вероятность неправильных выводов возрастает. Степень уменьшения надежности выводов у разных критериев отличается. *Устойчивыми* (робастными) называют такие критерии, для которых малые отклонения от принятых предпосылок (статистической модели) незначительно влияют на надежность выводов сделанных по ним.

получения ошибок при сплошном контроле больших объемов данных. Этот вид контроля получил название *приемочного* или *последующего статистического контроля*. Общую идею статистического метода стали использовать еще для контроля не только уже собранных данных, но и для того, чтобы в процессе сбора данных по пробам небольшого объема систематически контролировать ход процесса в смысле обнаружения и предупреждения в нем таких показателей, которые создают угрозу нарушения в конце обработки. Тем самым статистический контроль стал означать переход от обработки уже собранных данных к предупреждению возникновения систематических сдвигов и выявления случайных на протяжении всей обработки. Второй вид контроля получил название *текущего предупредительного контроля*. Поэтому на рисунке 1 представлены две схемы обработки данных – последующего и текущего контроля.

Так же необходимо осуществить выбор между *параметрическими* и *непараметрическими* критериями. Выбор зависит от закона распределения выборки и шкалы измерения в которой представлены исходные данные. Если данные измеряются по шкале наименований или шкале порядка (нечисловые шкалы), то применяются ранговые (непараметрические) критерии. Непараметрические критерии применяют также и для числовых данных в том случае, когда закон распределения отличен от нормального. Необходимо помнить, что непараметрические критерии имеют для случая нормального распределение меньшую мощность, чем соответствующие параметрические критерии. В связи с этим не следует применять непараметрические критерии при нормальном распределении случайных величин в исследуемых выборках.

Наиболее распространенными условиями для выбора критерия являются:

- равенство размеров выборок
- равенство дисперсия сравниваемых выборок
- совпадение законов распределения сравниваемых выборок

Последнее условие является требованием почти для любого критерия, но никогда реально не подвергается проверке. Оно должно быть обеспечено правильным формированием выборок.

Выборка данных может содержать аномальные наблюдение появление которых в выборке определяется самыми разными причинами, в том числе и засорением значениями, принадлежащими другому закону распределения. Аномальные значения следует выявить и отбраковать. В случае принадлежности выборки нормальному закону распределения для отбраковки аномальных значений рекомендован критерий Граббса [1]. Если же закон распределения не является нормальным тогда реализуется процедура усечения выборки, т.е. отбрасывается определенная часть максимальных/минимальных значений и по оставшейся части оценивают параметры распределения. Если нет возможности получить новые данные для замены исключенных, то проводят процедуру винзорирования выборки,

т.е. всем наблюдениям правее и/или левее определенных значений присваивают определенные значения.

Для того, чтобы выбрать необходимый критерий для обработки данных необходимо:

1. сформулировать задачу, а именно задачу связанную с проверкой параметров закона распределения.
2. определить класс применяемых критериев. Необходимо сделать выбор между параметрическими и не параметрическими критериями проверки гипотез. Выбор зависит от закона распределения выборки и шкалы измерения, в которой представлены исходные данные.
3. определить дополнительные условия для выбора критерия. Многие критерии требуют выполнения дополнительных условий, без которых их использование будет не корректным.
4. выбор конкретного критерия. Для многих ситуаций существует несколько примерно равнозначных критериев, пригодных для проверки гипотезы.

В таблице 1 представлены некоторые задачи, наиболее часто возникающие при обработке данных, дана их статистическая расшифровка и предложены критерии для решения.

Таблица 1 – Выбор статистического критерия обработки данных для сравнения параметров распределения выборок.

Формулирование задачи в прикладной постановке	Формулирование задачи в статистической постановке	Дополнительные условия		Статистический критерий
Сравнение показателей контрольной и экспериментальной выборок	Проверка гипотез о равенстве средних (центров распределения) в двух независимых выборках	Нормальный закон распределения	Дисперсии выборок равны	<i>t</i> -критерий (Стьюдента)при равных дисперсиях
			Дисперсии выборок не равны	<i>t</i> -критерий (Стьюдента) при неравных дисперсиях
			Без предположений о дисперсиях (при одинаковых объемах выборок)	<i>t</i> -критерий (Стьюдента) без предположений о дисперсиях
		Закон распределения отличен от нормального	Дисперсии выборок равны	Манна-Уитни (U-критерий Уилкоксона-Манна-Уитни)
			Без предположений о дисперсиях	Двухвыборочный Уилкоксона, медианный
Сравнение показателей выборки до и после эксперимента	Проверка гипотезы о равенстве средних в двух зависимых выборках	Нормальный закон распределения		<i>t</i> -критерий (Стьюдента) для связанных выборок
		Закон распределения отличный от нормального или данные измеряются в дискретной шкале		Знаковый, одно выборочный критерий Уилкоксона

<i>Сравнение показателей рассеивания в двух выборках</i>	<i>Проверка гипотезы о равенстве дисперсий (о принадлежности дисперсий одной генеральной совокупности)</i>	<i>Нормальный закон распределения</i>	<i>F-критерий Фишера</i>
		<i>Закон распределения отличный от нормального или данные измеряются в дискретной шкале</i>	<i>Зигеля-Тьюки, Мозеса</i>
<i>Можно ли считать, что в нескольких выборках имеет место одно и то же значение показателя рассеивания?</i>	<i>Проверка гипотезы о равенстве дисперсий (о принадлежности дисперсий одной генеральной совокупности)</i>	<i>Нормальный закон распределения</i>	<i>G-критерий (Кохрена) при равном объеме выборок, Бартлета</i>
		<i>Закон распределения отличный от нормального или данные измеряются в дискретной шкале</i>	<i>Фридмана</i>

Выводы:

При выборе статистического критерия для обработки данных в первую очередь нужно отталкиваться от прикладной постановки задачи и природы данных. В статье представлены схематический рисунок который отображает последовательность действий при обработке данных а также таблица, где представлены наиболее типичные задачи а также критерии для их решения. Исходя из поставленной задачи, а также опираясь на данные рекомендации можно выбрать критерий, который наилучшим путем соответствует ее решению.

Литература:

1. ГОСТ ИСО 5725-1-2002 Точность (прецизионность и правильность) результатов измерений.
2. Н.В. Смирнов, И.В. Дунин-Борковский «Курс теории вероятностей и математической статистики для технических приложений». М.:Наука, 1965.-511с.
3. В. К. Гришин «Статистические методы анализа и планирования экспериментов», Издательство Московского университета, 1975. – 127с.
4. Н. Джонсон, Ф. Лион «Статистика и планирование эксперимента в технике и науке. Методы обработки данных», М.: Мир, 1980. – 610с.
5. С.Н. Лапач, А.В. Чубенко, П.Н. Бабич «Статистические методы в медико-биологических исследованиях с использованием Excel», К.:Морион, 2000.-320с

Костюк И.С., Туз Ю.М.

Национальный технический университет Украины „Киевский
политехнический институт”, Киев, Украина
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Цифровые вольтметры сегодня чрезвычайно популярны. Эти измерительные приборы с автономным питанием, многофункциональны и способны измерять напряжение с высокой точностью. Новое поколение вольтметров отличается высокая степень интеллектуальности, надёжности и прочности.

В данном обзоре рассмотрим разработку вольтметра на основе выборок мгновенных значений. Основным назначением этого вольтметра является измерение интегральных характеристик сигнала на основе выборок мгновенных значений сигнала и определение некоторых интегральных характеристик этого сигнала (среднее, средневывпрямленное и среднеквадратическое значение напряжений) путем произведения мгновенных значений напряжений на некоторую весовую функцию с последующим усреднением.

В работе рассматривается измерение интегральных характеристик периодического сигнала при помощи восстанавливающей весовой функции, вида:

$$\Psi(t) = \frac{\sin \omega_0 t}{\omega_0 t}$$

Наиболее распространенными в измерительной технике являются такие интегральные характеристики сигнала $y(t)$:

- 1 Среднее значение:

$$Y_{C3} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} y(t) dt$$

- 2 Средневывпрямленное значение:

$$Y_{CB3} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} |y(t)| dt$$

- 3 Среднеквадратическое значение:

$$Y_{CK3} = \frac{1}{T} \sqrt{\int_{t_0}^{t_0+T} y^2(t) dt}$$

Как видно из вышеприведенных формул, задача измерения интегральных параметров (ИП) сигнала сводится к вычислению определенного интеграла.

Вольтметры, о которых шла речь выше, обеспечивают удобные результаты измерений и анализа, удовлетворяют нас по быстродействию, но не подходят по стоимости. Так как модели, предназначенные для использования в лабораторных условиях, имеют стоимость около 10000\$.

Также очень рискованно проводить опыты за очень дорогостоящим оборудованием людям, которые не совсем компетентны по данной тематике.

В данном обзоре используется в качестве прибора, на котором можно отработать основные принципы вольтметра, интерфейсная плата – NI PCI-6221, M Series DAQ фирмы National Instruments, которая вставлена в PCI-разъем компьютера и соединена посредством интерфейсного кабеля Shielded Cable SHC68-86-EP с генератором DAQ Signal Accessory фирмы National Instruments.



Рассмотрим решение, которое предлагает компания National Instruments для построения измерительной системы на базе компьютера.

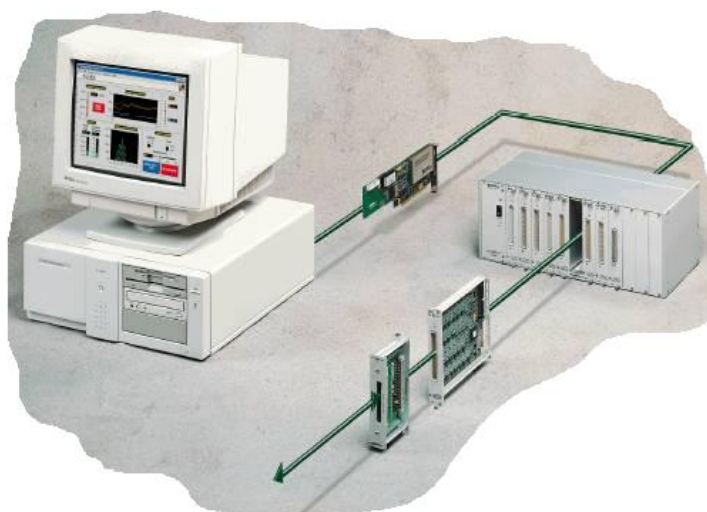


Рис. 1 Измерительный прибор на базе ПК.

В компьютер встраивается измерительная карта (например мультиметр, осциллограф, генератор сигналов, плата видеозахвата и т.д.) или интерфейсная плата для подключения автономных приборов (GPIB, RS 232/422/2485/, USB, Ethernet и т.д.) Если для подключения датчиков или других источников сигнала нужно предварительное согласование сигнала (усиление/ослабление, фильтрация, коммутация, компенсация длинных сигнальных линий), то используются модули согласования сигналов: SCXI, SCC, Fieldpoint.

Если для работы датчика нужно подать на него ток или напряжение, то существуют модули согласования сигналов со встроенными источниками тока, напряжения. После согласования сигнал оцифровывается измерительной картой и дальше с помощью программного обеспечения (LabVIEW, LabWidows/CVI, Measurement Studio for C/C++/VisualBasic, VI Logger) ведется обработка и анализ сигналов, отображение результатов, генерация отчетов (Diadem), архивирование (электронные таблицы, бинарные файлы, базы данных, Citadel).

Рабочие параметры как для модулей согласования сигналов, измерительных карт, так и для автономных приборов также могут быть заданы программно (например, задача коэффициента усиления, частоты дискретизации и т.д.). Изготовитель прибора закладывает у него базовую функциональность, пользователь может с помощью программного обеспечения настроить или модифицировать прибор именно под свои задачи. Так как функциональность и лицевая панель прибора на базе персонального компьютера может быть определена пользователем, то такой прибор принято называть виртуальным прибором (ВП).

Программный код на LabVIEW всех инструментов является открытым. Прилагаются драйверы под LabVIEW для всех приборов, соответственно, можно создавать собственные программы.

Существует функциональная схема измерительного преобразователя на основе цифровой обработки сигналов с использованием ПК и платы PCI-6221 фирмы National Instruments в среде LabVIEW с использованием модуля DAQ Assistant.

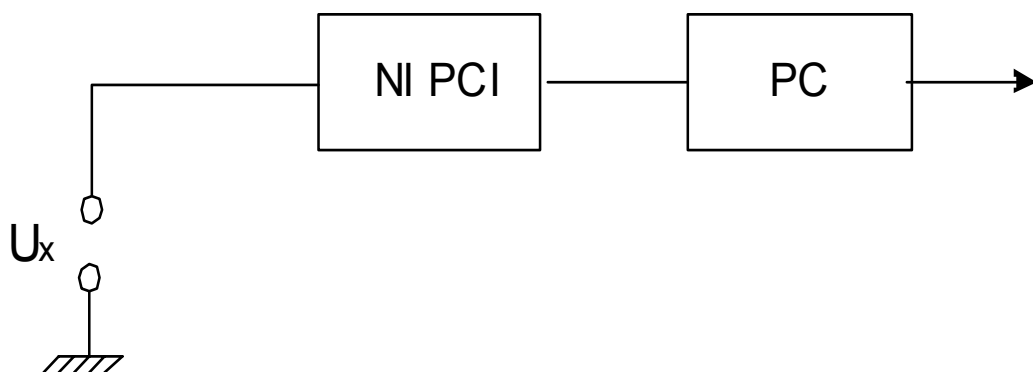


Рис. 2 Функциональная схема измерительного преобразователя.

В выборе базовой точности и динамического диапазона входного сигнала для схемотехнической реализации ориентируются на параметры интерфейсной платы – NI PCI-6221 компании National Instruments. Программная реализация метода представлена в пакете LabVIEW, в котором с высокой точностью получены интегральные характеристики сигнала.

Программная реализация состоит в написании программного обеспечения для организации работы вольтметра. Вопрос выбора программного обеспечения для реализации проекта следует рассмотреть более детально.

Нужно создать виртуальный инструмент, который соответствовал бы ряду требований:

- имел бы удобный интерфейс для отображения измерительной информации;
- имел бы удобный интерфейс для настройки параметров анализа;
- мог бы проводить необходимые математические вычисления и манипуляции с данными;
- позволял бы работать с файловой системой;
- имел бы в своем составе развернутую справочную информацию, которая была бы доступна для пользователя.

Следует обосновать целесообразность создания нового программного обеспечения. Действительно, ведь существует множество аналогичных решений. Среди них следует выделить программные комплексы специального назначения для работы с разнообразными системами (их можно найти в примерах к программе LabView 8.2 вместе с первичным кодом и использовать на практике).

Кроме этого, для анализа данных существует множество готовых программных продуктов с мощными встроенными библиотеками, среди которых следует выделить Statistica, Mathcad, MatLab, Mathematica и многие другие. Кроме большого количества созданных функций для работы с данными, они имеют также встроенные языки программирования и удовлетворяют любые нужды для анализа принятой информации на рабочем месте.

LabVIEW - полностью открытая среда с возможностью подключения программного кода, написанного в других языках программирования.

Виртуальные приборы могут быть подключены к локальной или глобальной сети (эта функциональность встроена в LabVIEW) и использоваться для коллективного дистанционного доступа даже из тех компьютеров, где не установлена среда LabVIEW.

Перечислим основные преимущества этой программы:

- широкий выбор графических элементов интерфейса, которые моделируют измерительный прибор (аналоговые циферблаты, графические осциллографы, тумблеры, ручки и прочее);
- возможность создания компилированных файлов с расширением exe, наличие компилятора в составе программы;
- возможность работы на компьютере, на котором не установлен пакет LabView. Для этого достаточно установить программу LabView Run Time Engine (10Mb) на компьютере, на котором необходимо запустить программу.
- визуальная среда программирования, которая упрощает процесс разработки программ.
- удобство работы с сетью (существуют уже готовые для использования блоки);
- широкий выбор блоков для работы с файлами и гибкая их настройка;
- большое количество разнообразных примеров и готовых решений в дистрибутивные программы, которое упрощает создание нового программного продукта;
- наличие большого числа драйверов для подключения реальных измерительных устройств ведущих мировых производителей;
- возможность интегрировать в программу код на C, C++, вставлять программы на MatLab и др.

Все указанные выше преимущества и стали главным критерием в выборе среды для создания программы.

В пакете LabVIEW 8.2 была написана программа для сбора значений выборок сигнала из интерфейсной платы – NI PCI-6221, M Series DAQ фирмы National Instruments, которая была вставлена в PCI-разъем компьютера и соединена через интерфейсный кабель Shielded Cable SHC68-86-EP с генератором DAQ Signal Accessory фирмы National Instruments.

Общий вид схемы программной реализации данного метода в среде LabVIEW представлен на рис. 3.

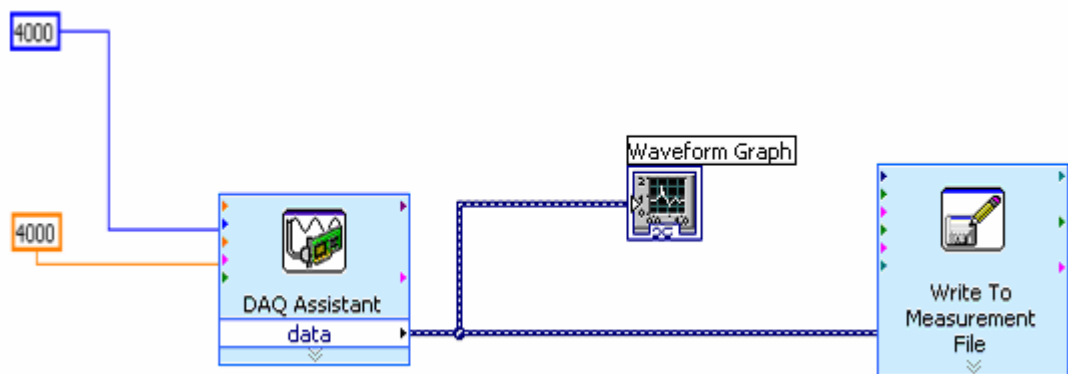


Рис. 3 Блок-диаграмма программной реализации в среде LabVIEW.

Эти выборки перемножаются на значения интегрального синуса из таблицы в специальном алгоритме а также проводиться другая обработка полученных данных в отдельном приложении написанном на языке программирования Borland Delphi.

Выбор такого решения основан на том, что в LabVIEW довольно тяжело реализуется цикличная обработка больших массивов данных, в тоже время в LabVIEW очень легко создать приложение для работы с платой PCI-6221.

Кроме того, Delphi позволяет дописывать любые модули и функции которые нужны пользователю, а это открывает возможность гибкой модернизации и усовершенствование приложения. В результате получаем интегральные характеристики сигнала.

Выводы

В данном обзоре приведен метод измерения интегральных характеристик периодических сигналов, а также способ его реализации на основе аппаратных и программных средств, используя системную плату NI PCI 6221 в среде LabVIEW.

Как видно из вышеизложенного, наиболее приемлемыми для использования в лабораториях являются так называемые виртуальные приборы (ВП), которые позволяют решать широкий круг задач и обеспечивать высокое качество измерений с помощью программных средств ПК.

Литература

1. М. Корн, Т. Корн. “Довідник з математики. Для науковців й інженерів.” М., 1977, 832 стор. з ілл.
2. Tuz Ju. M. “Integral characteristic transducers based on digital signal processing” // Actual Problems of Measuring Technique “Measurement-98”. Proceeding of the International Conference – Kyiv: NTUU “KPI”, AUS DAAD, 1998 – 310 p., p. 46 – 47.
3. Туз Ю. М. “Структурные методы повышения точности измерительных устройств.”, К.: Вища школа. Главное изд-во. 1976. 127с.
4. Тревис Дж. “LabVIEW для всех.” - М: ДМК Пресс; Прибор Комплект, 2004. - 544с.
5. Супрунов А. Я. “LabVIEW 7.0: Справочник по функциям.” - М.: ДМК Пресс; Прибор Комплект, 2005.-512с.
6. А. Б. Сергиенко “Цифровая обработка сигналов.” СПб: Питер, 2002 г. – 608 с.
7. Жариков Ф. П., Каратаев В. А., Никифоров В. Ф., Панов В. С. “Использование виртуальных приборов LabVIEW.” - М.: Радио и связь, 1999.- 268с.
8. “Измерения в промышленности.” Справочник. Под. Ред. Профоса П. – М.: «Металлургия», 1980. – 662 с.
9. www.ni.com

ОГЛЯД МЕТОДІВ І ЗАСОБІВ ДЛЯ ПРЕЦИЗІЙНОГО ВИМІРЮВАННЯ
ЗМІННОЇ НАПРУГИ

Ж.М. Кошарна (магістрант кафедри АЕД НТУУ “КПІ”)

В.В. Літвіх (професор кафедри АЕД НТУУ “КПІ”)

Національний технічний університет України “КПІ”

Властивості будь якого електричного сигналу як фізичного процесу, що має електричну природу, визначаються за наслідком його взаємодії з технічним засобом його дослідження. Найбільш об’єктивну інформацію стосовно цих властивостей отримують під час вимірювань, коли використовуються спеціальні технічні засоби, які реалізують процедуру вимірювання – засоби вимірювання.

Більшість електричних сигналів являються змінними, тобто такими один або декілька параметрів яких змінюються в часі за певним законом. Відповідно для засобів вимірювання змінної напруги вимірювальним сигналом є сигнал, який являє собою змінну напругу. Математичною моделлю змінної напруги є функція часу $u(t)$, $t \in T$, яка може мати декілька інформативних параметрів, що мають розмірність напруги:

- середньовипрямлений параметр (СВП) $u_{CB} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} |u(t)| dt$;

- середньоквадратичний параметр (СКП) $u_{CK} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} u^2(t) dt}$;

- амплітудний параметр (АП) $u_A = \max |u(t)|, t \in [t_0, t_0 + T]$.

Для вимірювання різниці електричних потенціалів на ланці електричного кола призначені засоби вимірювання, які отримали назву «вольтметри». Враховуючи, що змінна напруга характеризується декількома параметрами, вольтметри змінної напруги відповідно розрізняють в залежності від того, якому параметру вимірювальної напруги відповідають покази вольтметра: вольтметри середньоквадратичної напруги (ВСКН), вольтметри середньовипрямленої напруги (ВСВН) вольтметри амплітудної напруги (ВАН) та універсальні вольтметри. Відповідно до ГОСТ 15094 вольтметри змінної напруги входять до підгрупи В3 групи В.

Більшість методів вимірювання ЗН $u(t)$ (аналогові методи) базуються на перетворенні певного інформативного параметру ЗН, яку вимірюють, в іншу фізичну величину - найчастіше в постійну напругу, яку потім вимірюють за допомогою ЗВ постійної напруги. Останнім часом, окрім аналогових методів, широке розповсюдження набув метод вимірювання ЗН на основі цифрової обробки сигналів. В цьому методі перетворення ЗН

здійснюється шляхом її дискретизації та квантування з подальшою обробкою отриманих даних у цифровій формі за певним алгоритмом.

На сьогоднішній день прецизійними засобами вимірювання ЗН є ЗВ, основна похибка яких $\leq 0,01\%$.

На основі проведеного огляду з'ясовано, що вольтметри підгрупи ВЗ розрізняють відповідно до методу перетворення інформаційного параметру ЗН (СКП, СВП, АП) в іншу фізичну величину, а також універсальні вольтметри та вольтметри на основі цифрової обробки даних.

Проведено огляд перетворювачів ЗН в постійну напругу.

Найбільш універсальним параметром ЗН $u(t)$ є СКП, оскільки він пов'язаний з енергетичними властивостями ЗН і практично не залежить від форми ЗН. Розглянуто схеми перетворювачів ЗН в постійну напругу, які забезпечують мінімальну похибку перетворення. Найбільш досконалою схемою перетворювача ЗН за СКП є схема лінійного перетворювача з взаємозворотними перетворювачами (квадраторами), яка використовується в найбільш прецизійних на сьогоднішній день ЗВ. В такому перетворювачі як правило використовуються квадратори теплового типу – термоперетворювачі або диференціальна пара біполярних транзисторів, яка підігрівається.

Для вимірювання ЗН, форма якої близька до синусоїдної (квазісинусна напруга) зазвичай використовуються перетворювачі ЗН в постійну за СВП або АП. Розглянуто схеми відповідних перетворювачів, які забезпечують мінімальну похибку перетворення.

Розглянуто відносно новий метод прецизійного вимірювання квазісинусної ЗН $u(t)$, сутність якого полягає в порівнянні ЗН $u(t)$ з постійною напругою позитивної та негативної полярності, внаслідок чого формується послідовність імпульсів, а значення ЗН обчислюється за результатами вимірювання постійних напруг, частоти та тривалості імпульсів за певним алгоритмом.

Підвищення точності вимірювання ЗН має декілька аспектів: використання прецизійної елементної бази; використання нових методів, які забезпечують більшу точність перетворення певного інформативного параметру ЗН; використання структурно-алгоритмічних методів підвищення точності ЗВ. Всі ці методи знайшли застосування в певних ЗВ змінної напруги як відчизняного так і закордонного виробництва.

ПРИЦЕЗІЙНИЙ ВОЛЬТМЕТР ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ НАПРУГИ ЗМІННОГО СТРУМУ НА ОСНОВІ ІНТЕРПОЛЯЦІЙНИХ ФОРМУЛ В СЕРЕДОВИЩІ LABVIEW

Кривченкова О.М.
krivcha@ukr.net

Збільшення використання електроніки у авіації потребує більшої точності вимірювань, що в свою чергу призводить до збільшення вимог до точності вольтметрів.

Для особливо точного вимірювання рівня сигналів при метрологічному забезпеченні засобів вимірювань, працюючих на змінному струмі низької та високої частоти, широкого застосування знаходять вимірювальні термоелектричні перетворювачі, що дозволяють співвіднести похибки відомого еталону постійної напруги з невідомою мірою змінної напруги.

Відтворення напруги в розроблюваному прицезійному вольтметру на рівнях частоти 10 Гц...30 МГц здійснюється методом термокомпарування.. Цей метод використовується в еталонах різних країн, наприклад, Росії, Германії, США. Найважливішим пристроєм, який визначає метрологічні характеристики вольтметра, є термоперетворювач. Перетворювач температури в напругу містить паралельне використання термоелементів для відтворення з найвищою точністю вимірювань напруги на звукових та ультразвукових частотах.

В різних країнах вузол термоперетворювача реалізується по різному, але вимоги до нього єдині: мінімальна різниця в перетворенні постійного та змінного струмів в теплову енергію (термо-ЕРС), що характеризується похибкою переходу від постійного к змінному струму.

Пристрій, що реалізує електротепловий метод перетворення побудований за схемою взаємних перетворень (рис. 1). Вхідна змінна напруга сигналу подається поступає на підігрівач $R_{п1}$ (опір близько 70 Ом) першого термоблоку ДТПС-2. Підігрівач другого блоку $R_{п2}$ живиться постійною напругою диференційного підсилювача системи АР, що працює у вентильному режимі роботи. При цьому один вхід диференційного підсилювача підключений до виходу термопари першого блоку RT_1 , а другий – до виходу термопари другого блоку RT_2 . Вихідна напруга підсилювача пропорційна розбалансу напруг, що знімається з термопар. Через високу ідентичність характеристик блоків ДТПС-2 і значному підсиленню диференційного каскаду вихідна постійна напруга системи АР в точності дорівнює середньоквадратичному значенню напруги змінного сигналу.

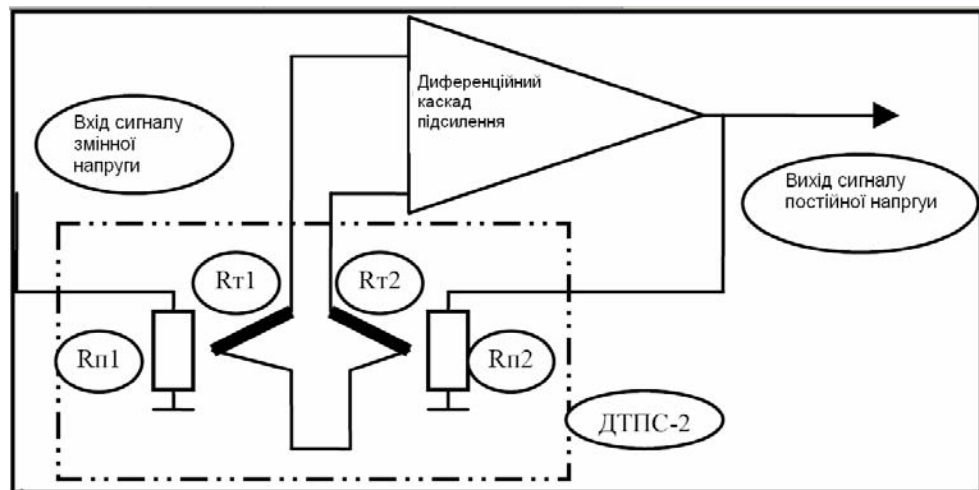


Рисунок 1. Спрощена структурна схема еталона змінної напруги.

Відтворення напруги за методом термокомпарування здійснюється й іншими аналогічними вимірювальними перетворювачами напруги. Так, наприклад, перетворювач напруги В9-27, що працює за методом термокомпарування є багатограничним точним (основна похибка 0,3%) перетворювачем змінної напруги в постійну, що працює в діапазоні від 10 мВ до 150 мВ в смузі частот від 5 Гц до 20 МГц, та використовується при контролі метрологічних характеристик засобів вимірювання та іншої радіоапаратури. Іншим вимірювальним перетворювачем напруги є точний вимірювальний перетворювач змінної напруги в постійну В9-26, основна похибка якого складає 0,2%, пристрій працює в смузі частот від 10 кГц до 1000 МГц, і так само, як і попередній перетворювач, В9-26 використовується при контролі метрологічних характеристик засобів вимірювання та іншої радіоапаратури. Електротеплові перетворювачі В9-14 для високочастотного вимірювання сигналів змінної напруги низьких і високих частот були розроблені для заміни застарілих перетворювачів ПНТС-6А та ПНТС-12. На відміну від попередніх пристроїв, перетворювачі В9-14 не потребують допоміжних мікровольтметрів та калібраторів постійної напруги, стійких до впливу значних (до 50%) перевантажень, мають малу теплову інерційність. Прилад має гарні метрологічні характеристики: границя допустимої основної похибки перетворення 0,01%, частотний діапазон 10 Гц - 200 МГц, динамічний діапазон 0,2-1000В, і є засобом перевірки та контролю параметрів вольтметрів, генераторів, калібраторів, а так же іншої радіо та електровимірювальної апаратури.

Відтворення напруги методом термокомпарування пов'язане з виникненням похибки від термоперетворення, основними джерелами якої буде явище Томпсона і Пельтьє, що пов'язане з полярністю струму в нагрівачі (похибка асиметрії) а також присутність реактивних складових та поверхневого ефекту в ланці термоперетворювача (частотна похибка).

Термоелектричні ефекти Пельтьє і Томсона приводять до асиметричного розподілу температури нагрівача ТВБ по його довжині. Не маючи змоги в готовому виробі розділити ці два ефекти будемо розглядати їх

сукупну дію. На рис. 2 схематично зображені графіки розподілу температури нагрівача вздовж нього, зумовлені ефектами Пельтьє, Томсона без врахування температури, зумовленої теплом Джоуля.

Оскільки перевищення температури і ЕРС в першому наближенні пов'язані лінійно, то на графіках рис. 2 замість залежності температур вздовж нагрівача зображені графіки ЕРС в залежності від довжини нагрівача і напряду струму через нього.

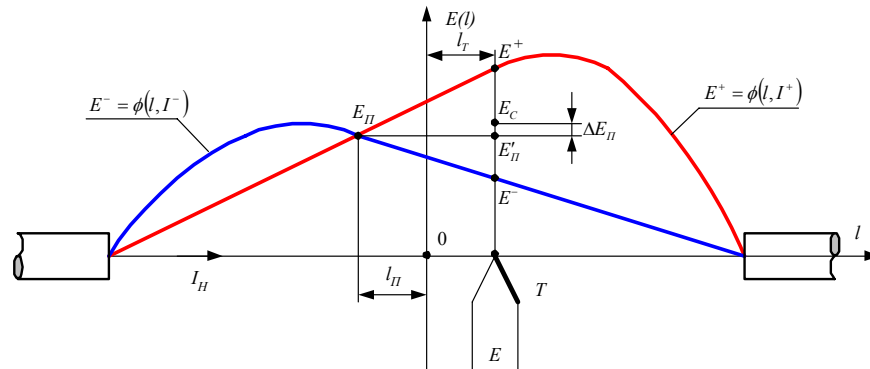


Рисунок 2. Графік розподілу температури (ЕРС) вздовж нагрівача.

На змінному струмі, враховуючи теплову інерційність нагрівача, точка теплової рівноваги температури від ефектів Пельтьє, Томсона і відповідна ЕРС знаходиться на перетині кривих розподілу температури (ЕРС) при позитивному і негативному напрямках струму. Якщо термопара T буде розміщена в точці перетину кривих, то на відстані l_{π} від середини нагрівача, буде відсутня похибка переходу δ_{acdc} . Якщо термопара закріплена на нагрівачі в точці, яка знаходиться на відстані l_T від середини нагрівача, то стає очевидним наявність похибки переходу δ_{acdc} як при позитивному струмові так і при негативному.

При негативному струмові (напрузі) абсолютна похибка буде:

$$\Delta E_{\pi}^{-} = E^{-} - E'_{\pi},$$

при позитивному:

$$\Delta E_{\pi}^{+} = E^{+} - E'_{\pi}.$$

Очевидно, що похибка переходу буде меншою, якщо взяти середнє значення ЕРС при позитивному і негативному струмах

$$E_C = \frac{E^{+} + E^{-}}{2},$$

тоді

$$\Delta E_{\pi} = E'_{\pi} - E_C.$$

Очевидно, що різниця ΔE_{π} прямує до нуля, якщо трикутник $E^{-}E_{\pi}E^{+}$ рівнобедрений з вершиною в точці E_{π} .

Похибку від ефектів Пельтьє Томсона можна зменшити декількома способами: конструкторсько-технологічним, наприклад, раціональним вибором матеріалу нагрівача, оптимальним конструкторським рішенням, використанням багатoelementних ТП; методичним – використавши інтерполяційні формули для корекції похибок.

Інтерполяційні формули дозволяють знайти наближене значення вимірюваної величини. За цією відзнакою вони аналогічні функціональним рядам з обмеженою кількістю членів. Використовуючи лінійну частину ряду Тейлора, за результатами двох вимірювань $\varphi(x)$ та $\varphi(x_0)$ можливо отримати уточнений розв'язок при максимальній швидкодії у відповідності з формулою:

$$x \approx x' = \frac{\varphi(x) - \varphi(x_0)}{\varphi'(x_0)} + x_0.$$

Приблизно можливо припустити:

$$\varphi'(x_0) \approx \frac{\varphi(x_0)}{x_0}.$$

Підстановка значень похідної у попередню формулу після перетворення дасть:

$$x' = x_0 \frac{\varphi(x)}{\varphi(x_0)},$$

де x' - наближене значення x ;

x_0 - значення відомої вхідної величини (тестова величина);

$\varphi(x), \varphi(x_0)$ - результати вимірювання невідомої величини x та тестової x_0 приладом, точність якого ми підвищуємо.

Використовуючи лінійну частину першої інтерполяційної формули Ньютона, за результатами трьох вимірювань $\varphi(x), \varphi(x_0), \varphi(x_1)$ та аргументам x_0, x_1 можливо отримати більш точне рішення

$$x \approx x' = \frac{\varphi(x) - \varphi(x_0)}{\varphi(x_1) - \varphi(x_0)}(x_1 - x_0) + x_0.$$

Мається на увазі що x_0, x_1 відомі точно.

Існує більш спрощений варіант формули Ньютона при $x_0 = 0$

$$x' = \frac{\varphi(x) - \varphi(0)}{\varphi(x_1) - \varphi(0)} x_1.$$

У приладах, побудованих на першій інтерполяційній формулі Ньютона, повністю виключається адитивна та мультиплікативна похибки у тому випадку, коли функція перетворення являє собою пряму.

При наявності нелінійності має місце залишкова похибка, яка тим більше, чим більше кривизна функції, і знижується зі зменшенням інтервалу (x_0, x_1) , у середині якого або поза яким знаходиться x .

Для вимірювання невідомої напруги необхідно знайти характеристики кожного ПНТЕ.

Характеристика може бути задана таблично, сигнально або програмно. Апаратно характеристика може бути задана шляхом лінійного перетворення. Бажано щоб ПНТЕ мав лінійний і квадратичний виходи. Лінійний вихід буде менш точний, тому що він може бути реалізований апаратним або обчислювальним шляхом в додаткових пристроях, що внесе додаткові похибки. При реалізації лінійного виходу апаратним шляхом

найбільш перспективним є спосіб взаємозворотнього перетворення. Спрощена структурна схема такого перетворювача показана на рисунку 3.

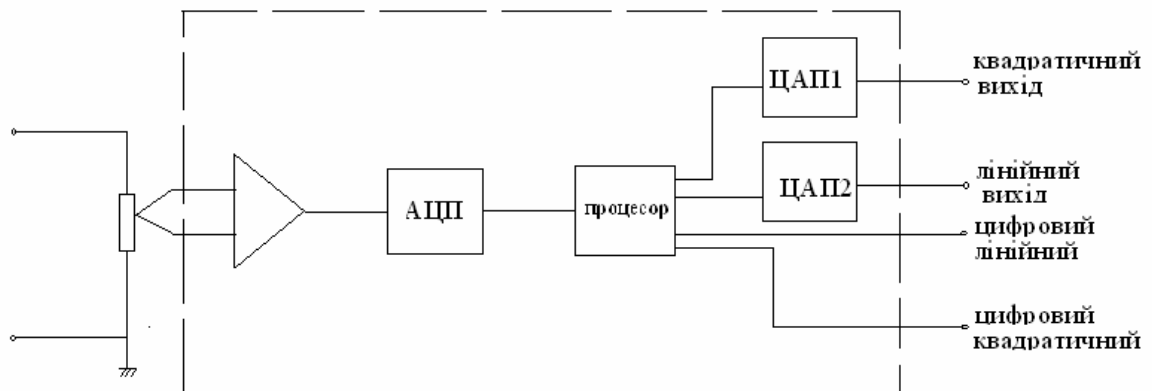


Рисунок 3. Спрощена структурна схема цифрового лінійного квадратичного ПНТЕ.

Отримавши вхідні данні $U^+(1-\delta), U^+, U^+(1+\delta)$ та $E(U^+(1-\delta)), E(U^+), E(U^+(1+\delta))$ знайдемо коефіцієнти полінома:

$a_0^+ + a_1^+ x^+ + a_2^+ (x^+)^2 = y^+$ для додатної напівгілки та $a_0^- + a_1^- x^- + a_2^- (x^-)^2 = y^-$ для від'ємної частини напівгілки.

Говорячи про конструкторсько-технологічні методи зменшення похибки від ефектів Пельтьє Томсона в основу еталонних вимірювальних термоперетворювачів можуть бути покладені елементи мікроелектроніки - диференційні термоперетворювачі. У мікроелектронних диференційних перетворювачах в одній мікросхемі на єдиній підложці об'єднані два ідентичних незалежних блока термопар з непрямим підігрівом. Завдяки високій ідентичності блоків термопар вдається суттєво збільшити стабільність характеристик, понизити похибку, пов'язану з переходом від постійної напруги сигналу до змінної, розширити динамічний діапазон сигналів, збільшити стійкість до перевантажень, збільшити швидкість вимірювань.

Реалізація описаного алгоритму побудови пристрою можлива у середовищі моделювання National Instruments LabVIEW.

Список літератури.

1. Туз Ю. М. Структурные методы повышения точности измерительных устройств – Издательское объединение «Выща школа», 1976, 256 с.
2. Туз Ю. М., Забарный А. И., Белоусов Б. Н. и др. Автоматизация проектирования устройств измерительной техники – К.: Выща школа, Головное изд-во, 1988 – 288 с.
3. Joseph R. Kinard, Thomas E. Lipe, Recharacterization of Thermal Voltage Converters After Thermoelement Replacement. IEEE TRANSACTION ON INSTRUMENTATION MEASUREMENT, Vol. 38, No. 2, April 1989, p.351-356.

4. Гуревич М.Л., Кудрявцев О.А., Русейкин П.Н., Рогов В.В., Гусаров В.А. Применение микроэлектронных термопреобразователей в широкополосных вольтметрах.//Техника средств связи. – сер. РТ. – Вып.1. – 1985.
5. Волгин Л.И. Измерительные преобразователи переменного напряжения в постоянное. – М.: Радио и связь. – 1977.
6. Гуревич М.Л. Комплект широкополосных измерительных преобразователей напряжения В9-25.//Радиоизмерения и электроника. – № 12. – Н.Новгород, ННИПИ«Кварц». – 2006.
7. Гуревич М.Л. Измерительный преобразователь напряжения В9-27.//Радиоизмерения и электроника.– № 12.– Н.Новгород, ННИПИ«Кварц». – 2006.
8. Гуревич М.Л., Черемохин А.В. Комплект электротепловых преобразователей В9-14 для высокоточного измерения сигналов переменного напряжения низких и высоких частот. // Радиоизмерения и электроника.–№13.- Н.Новгород, ННИПИ«Кварц». – 2007.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
ОПТИЧЕСКИХ MOST-ПРИЕМОПЕРЕДАТЧИКОВ

Е.Ю.Ломакин С.А.Богомазов

Национальный технический университет Украины „Киевский
Политехнический институт”,
Киев, Украина

Автомобили для современного человека стали не только средством передвижения, но и стилем жизни, показателем уровня дохода человека и просто средством воплощения идей. Автомобилестроение на сегодняшний день напоминает локомотив, который неустанно идет вперед. Всевозможный выбор моделей, оснастки и просто цветовой гаммы не редко ставят человека в затруднительное положение при выборе.

Более сложные системы внедряются в автомобиль: Аудио\Видео техника, охранные системы, GPS, системы контроля состояния узлов и механизмов. Все эти новшества имеют существенные недостатки, для водителя, автомобиль становится сложным в использовании, а для производителей подсистем появляются новые задачи по интеграции их продукта в новые автомобили. Для решения этих недостатков в 1993 году, 5 лидирующих компаний в автомобилестроении (Audi, BMW, Daimler, Harman/Becker and SMSC) основали MOST консорциум (MOST-Media Oriented System Transport). Чтобы эффективность всех подсистем была максимальна, было принято решение объединить их с помощью единого интерфейса с последующим выводом информации на пользовательский консоль.

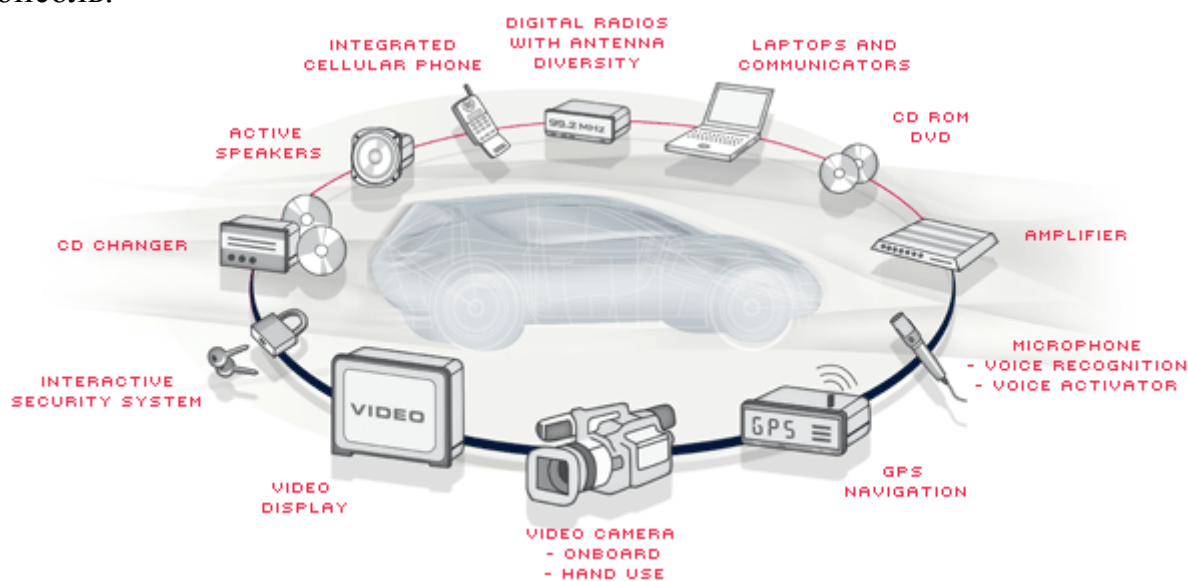


Рис.1

Так же был разработан единый протокол обмена информацией. Суть его заключалась в том, что основное устройство синхронизирования задает блокирование с непрерывным потоком данных, а все другие устройства

синхронизируются по основному устройству. Такая технология позволяет избавиться от буферизации и преобразовании(делении) синхроимпульсов.

Результатом данной системы является универсальная мультиплексированная вычислительная сеть для автомобиля, по которой передается одновременно аудио\видео информация, интернет данные и системная информация.

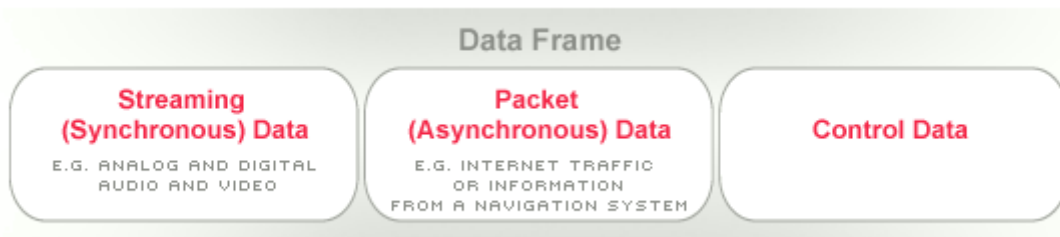


Рис.2

Для производителей данная система является базисом проектирования изменяющихся подсистем.

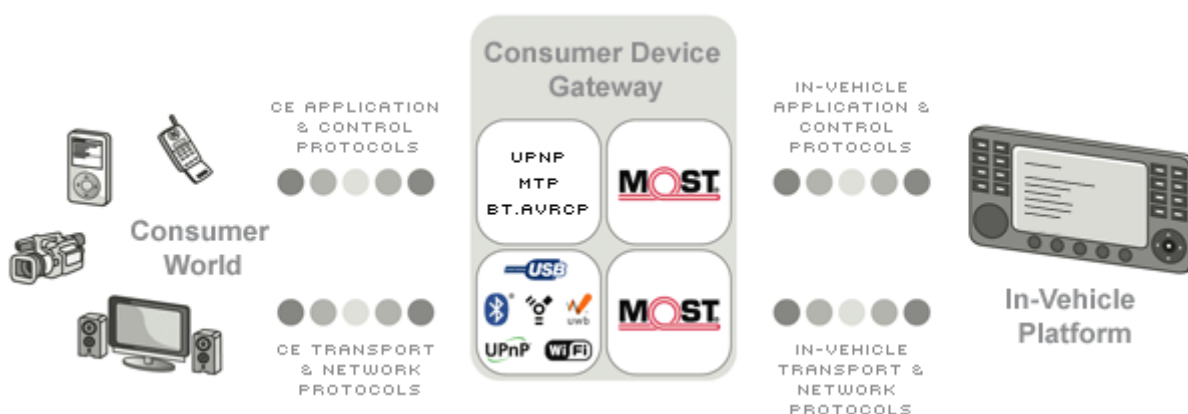


Рис.3

Компания MELEXIS разработала оптический приемопередатчик MLX75605 для MOST сетей. Их разработка дала новый этап развития автомобильной индустрии. Низкая стоимость и высокая пропускная способность стали главным преимуществом их продукта.

В данной работе была разработана система тестирования и оценки параметров этих микросхем. Она предназначена для определения динамических характеристик приемопередатчиков и измерения фазового отклонения фронта при изменении входной мощности сигнала и питающих напряжениях. Для измерений используется анализатор последовательных данных SDA3000 фирмы LeCroy.

При создании системы были решены следующие задачи:

- Разработано программно-управляемое устройство для питания приемопередатчиков
- Разработан протокол связи с устройством

- Реализовано программное обеспечение в пакете MS Office на языке VBScript
- Разработано программное обеспечение для связи с измерительным устройством(SDA 3000).

Структурная схема системы имеет следующий вид:

PC – персональный компьютер

PG – Pattern generator (генератор последовательности)

LS – Light Source (источник света)

CB-Controll Board (устройство управления микросхемой)

SDA – serial data analyzer (анализатор последовательных данных)

Используя данную схему для оценивания микросхемы, есть возможность детальнее оценить каждый из параметров приемника и передатчика в отдельности. Эта процедура дает возможность сделать более глубокий анализ и определить причины отклонений результатов от данных спецификации.

Процесс оценивания по такой схеме занимает большое количество времени. Для поверхностной оценки и экономии времени предлагается следующая структурная схема (рис.6):

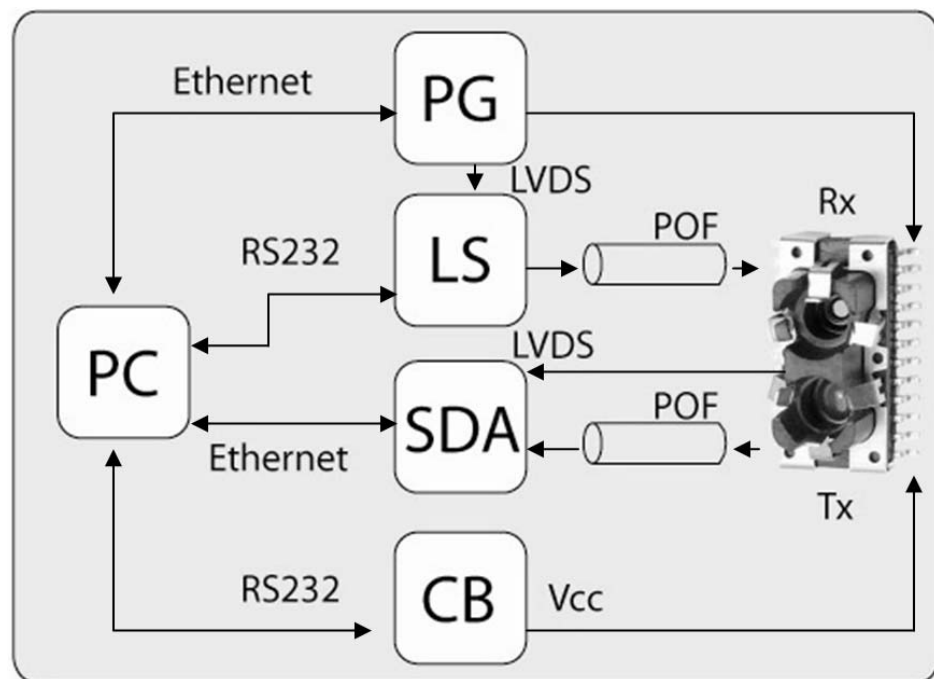


Рис.5

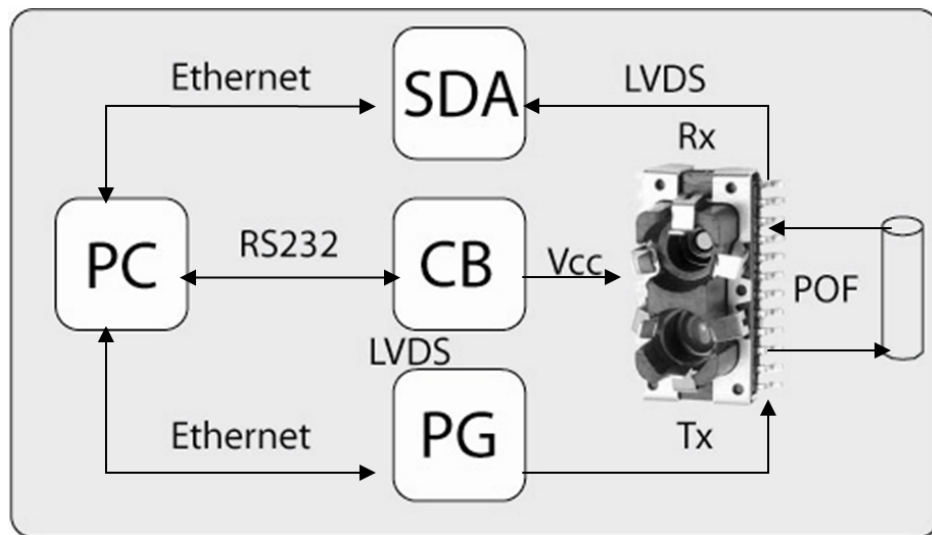
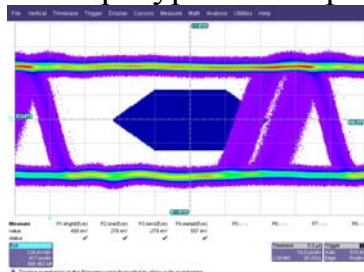


Рис.6

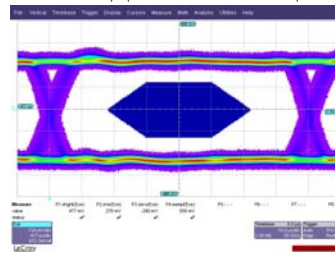
Результаты экспериментов представляются в виде файла MS Excel, где записаны данные измерений и выведены глазковые диаграммы для различных комбинациях питающих напряжений и входных мощностей оптических приемопередатчиков.

Глазковые диаграммы позволяют достоверно оценить фазовое дребезжание сигнала (jitter) и сделать вывод о чувствительности приемника или о выходной мощности передатчика.

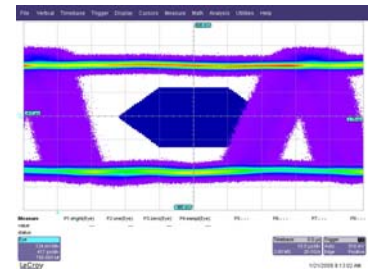
Например мы имеем 3 файла с глазковыми диаграммами. Они сняты на температуре -40C с разными входными мощностями оптического сигнала:



**Оптическая мощность
-1.5 dBm**



**Оптическая мощность
-10dBm**



**Оптическая мощность
-22dBm**

Открытая синяя область говорит о том, что сигнал имеет допустимое значение фазового отклонения. При -1.5 dBm преобладает data depended jitter (фазовое отклонение зависящее от данных). При -22 dBm преобладает random jitter (шумовое фазовое отклонение).

Данный эксперимент позволяет также измерить rise/fall time (время нарастания и спада фронтов), PW variation (вариацию ширины импульса) и разнородное фазовое отклонение.

К.С. Ніколаєнко, В.І.Губар

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ, Україна

8 (095) 336-04-09, spikes@ukr.net

В сучасному суспільстві з невідпинним зростанням інформаційного потоку людина максимально намагається оптимізувати затрати часу та зусиль на досягнення певних цілей, самовдосконалення та професійного росту.

Навчання є невід'ємною частиною життя сучасної успішної людини, оскільки часто необхідно не тільки вдосконалювати раніше набуті знання, а й освоювати нові професії та спеціальності.

Розрізняють наступні форми організації навчального процесу: колективна, групова, індивідуальна.

Проведені в цій області дослідження найчастіше порівнюють навчання в групі з індивідуальним. У зв'язку з цим було помічено наступні особливості:

- в середньому за годину на студента групи припадає приблизно 0,1 питання;
- при індивідуальному навчанні студент може запитати чи відповісти на 120 питань за годину;
- для 98% студентів ефективність індивідуальної роботи на 50% більше ніж в групі.

Індивідуальна робота дає кращі результати, але є дуже дорогою, оскільки, фактично, кожен студент повинен мати особистого викладача.

Індивідуальне електронне навчання за рівнем ефективності може досягнути, чи, навіть, перевищити рівень індивідуальної або традиційної освіти.

Всі форми навчання успішно поєднує в собі дистанційна освіта, що дозволяє отримувати знання віддалено від навчального закладу, не залишаючи свій дім чи офіс, або знаходячись у будь-якій точці Землі де є Інтернет. Це дає можливість навчатись практично все життя, у зручний для учня час та у такому темпі, що підходить саме йому, а також одразу застосовувати отримані знання на практиці. Важливим моментом є підвищення творчого потенціалу студента за рахунок самоорганізації та використання сучасних інформаційних та телекомунікаційних технологій. В той же час існує можливість, при необхідності, підтримувати тісний контакт з викладачем та консультуватися з ним щодо матеріалу, який вивчається. Незаперечною перевагою дистанційної освіти є те, що студент може в будь-який, зручний для нього час повернутись до вивченого раніше матеріалу, а це

значно підвищує якість знань. Слід зауважити також, що економічно дистанційна освіта значно вигідніша за денний стаціонар та заочне навчання, адже студент не має необхідності відвідувати навчальний заклад, купувати підручники та нести багато інших супутніх витрат. Не слід забувати про людей з фізичними вадами – дистанційна освіта відкриває перед ними набагато більше можливостей, ніж традиційна.

У нескінченному потоці інформації та різноманітті навчальних програм і дисциплін перевага по праву надається особистісно-орієнтованому навчанню, вимоги якого з успіхом задовольняє дистанційна освіта. Студент з великого різноманіття може обрати саме ті модулі, які найбільше задовольняють саме його потреби.

Реалізація курсу дистанційної освіти з дисципліни «Імпульсна та цифрова електроніка» виконана в рамках Пілотного проекту Дистанційне навчання для підготовки бакалаврів за напрямом 6.051001 «Метрологія та інформаційно-вимірювальні технології».

Було проведено аналіз багатьох систем підтримки комп'ютерної освіти, таких як:

- Lotus Domino + Lotus LearningSpace (www.ibm.com/software/lotus/products/learning-management-system);
- WebCT Vista 3.0 (www.webct.com);
- WebCT Campus Edition 4.1 (www.webct.com);
- Blackboard 6.x (<http://bugs.sakaiproject.org>);
- ATutor (www.atutor.ca);
- OLAT (<http://www.olat.org>);
- ILIAS (www.ilias.de/ios/index-e.html#ilias);
- Dokeos (www.dokeos.com);
- Moodle (www.moodle.org).

WebCT Vista 3.0 та WebCT Campus Edition 4.1 детально не розглядалась через велику вартість, відсутність публічного доступу до опису та документації платформи, архітектури платформи, опису системи управління базами даних. Вся інформація по системі доступна тільки для зареєстрованих користувачів після придбання ліцензії.

E-learning платформа BlackBoard 6.x має ті ж недоліки як і 2 попередні системи, а тому також була відкинута, так само як і інші, крім Lotus LearningSpace та Moodle. Перевагу надано об'єктно-орієнтованому динамічному навчальному середовищу Moodle за розширені можливості у системі перевірки знань (реалізація тестів, семінари завдання та їх оцінювання); відкритий вихідний код, що дозволяє будь-яку його зміну; підтримку російської та української мов; демонстраційний сервер; можливість створення резервної копії всіх матеріалів курсу та їх подальшого відновлення; експорт та імпорт даних (тестів, глосаріїв) та інше.

Moodle, перш за все, орієнтовано на взаємодію між викладачем та студентами, хоча підходить для організації традиційних дистанційних курсів та підтримки стаціонарного навчання.

Усі переваги дистанційного навчання було використано при створенні модуля «Імпульсна та цифрова електроніка» курсу «Електронні пристрої інформаційно-вимірювальної техніки».



Імпульсна та цифрова електроніка – це науково-технічна дисципліна, яка вивчає теоретичні методи аналізу і синтезу схем імпульсних та цифрових пристроїв електроніки.

Розвиток цифрової схемотехніки є основою удосконалення засобів вимірювальної техніки, зв'язку, телебачення, архітектури комп'ютерів, якісного підвищення їх технічних характеристик, надійності, істотного зменшення масових та габаритних показників.

Метою вивчення модуля «Імпульсна та цифрова електроніка» є набуття теоретичної та практичної підготовки, щодо

проектування імпульсних та цифрових пристроїв, їх аналізу за допомогою сучасних програмних засобів (наприклад програм схемотехнічного моделювання MICRO-CAP, Electronics Workbench, NI MULTISIM).

Задачею курсу є:

- набуття знань щодо функціонування імпульсних та цифрових пристроїв;
- отримання знань та вмінь, необхідних для аналізу та побудови імпульсних та цифрових пристроїв;

Матеріали курсу розподілено згідно затвердженої навчальної програми, а саме: 36 лекцій, 9 практичних занять, 10 лабораторних робіт (з яких виконується 9 за бажанням студента) та курсова робота. Загальний об'єм модуля з самостійною роботою складає 7 кредитів ECTS (252 години).

Лекційна частина складається з двох розділів:

1. Імпульсна техніка
 - 1.1 Вступ. Імпульсні сигнали, формувачі сигналів.
 - 1.2 Ключі на транзисторах.
 - 1.3 Генератори імпульсів.
 - 1.4 Схеми на перемикаючих конденсаторах.
 - 1.5 Імпульсні блоки живлення.
2. Цифрова електроніка.
 - 2.1 Основи теорії логічних схем і базові елементи.
 - 2.2 Тригерні схеми.
 - 2.3 Перетворювачі кодів.

- 2.4 Арифметико-логічні пристрої.
- 2.5 Напівпровідникові запам'ятовуючі пристрої.
- 2.6 Логічні пристрої з програмованими характеристиками.
- 2.7 Цифрові оптичні індикатори.
- 2.8 Деякі види інтегральних мікросхем.

Після реєстрації кожен студент має свої власні логін та пароль для входу в систему.

Для самоконтролю учням пропонується після вивчення кожної лекції пройти тест, а також 2 обов'язкові тести протягом семестру, що дають змогу викладачеві оцінити ступінь засвоєння матеріалу та надати студенту певні рекомендації щодо подальшого опанування предмету. В організації самостійної роботи студентам допоможе «Календар подій», у якому відображаються події курсу (початок та кінець тестування, початок вивчення нового розділу, терміни здачі робіт), групи (зустрічі, терміни виконання завдань, що потребують спільної роботи, якщо такі є) та події користувачів (особисті важливі дати та інше).

Система Moodle має розширені можливості в організації тестів, зокрема 8 різновидів питань:

- ✓ множинний вибір (відповідь потрібно обрати з наведених варіантів);
- ✓ коротка відповідь (вводиться одне слово);
- ✓ числова відповідь (питання записується зі змінними, замість яких програма обирає числа з раніше вказаного діапазону, передбачено можливість запису відповіді з похибками (відносною, номінальною, геометричною), а також в різних одиницях вимірювання);
- ✓ на відповідність (питання та відповіді до них розташовуються в довільній послідовності, студент має встановити вірний порядок);
- ✓ випадкове питання на відповідність (створюються з кількох питань типу «коротка відповідь»);
- ✓ вірно/невірно (відповідь «так» або «ні»);
- ✓ опис (повністю відкрите питання, відповідь на яке перевіряє безпосередньо викладач);
- ✓ вкладені відповіді (в тексті питання є прогалини, які треба вірно заповнити).

Слід також зауважити, що існує можливість не нараховувати бали за невірні відповіді, або ж нараховувати штрафні, а за частково вірні – студент може отримати якусь частину від 100% оцінки. Період, у який проводиться тестування, визначається викладачем, також обмежується час виконання однієї спроби та їх кількість.

Студенти також можуть виступити у ролі цензорів курсу за допомогою стандартних анкет, включених у сторінку модуля.

Надаються рекомендації до лабораторних робіт, а також схеми в Electronics Workbench. Результати виконання лабораторних, так само, як і

практичних, робіт перевіряються безпосередньо викладачем з обов'язковим наданням зворотного зв'язку шляхом оцінювання та (або) надання рекомендацій.

Вказівки до курсової роботи містять приклади оформлення технічної документації, деякі теми, методичні вказівки щодо виконання, приклади виконання схем та креслень.

Основні теми курсових робіт: програмовані генератори напруги різних форм; перетворювачі відношення двох напруг у частоту імпульсів; джерела опорної напруги змінного струму; перетворювач напруга-частота; програмовані фільтри на комутаційних конденсаторах; цифрові генератори сигналів, мультиплексні канали інформаційно-вимірювальних систем та інші.

Курс містить глосарій з термінами, необхідними при вивченні дисципліни, до якого студенти можуть додавати записи і таким чином приймати участь у створенні інформаційної бази, а це, у свою чергу, викликатиме живий інтерес та зацікавленість в особистому розвитку (адже особливо активних та успішних новаторів викладач може заохотити додатковими балами), список корисної літератури, бібліотеку курсу, а також пакети для інсталяції корисного програмного забезпечення.

Для спілкування з викладачем та студентів між собою створено форум курсу, що допомагає учням курсу відчувати себе часткою колективу, обговорити матеріали курсу та внести пропозиції щодо його покращення. Реалізовано можливість пошуку на форумі.

Для підвищення загальної освіченості студентів та зростання зацікавленості у вивченні дисципліни підключено RSS-новини технічної тематики, наближеної до навчального предмету.

Викладач має можливість переглядати статистику відвідувань та дій, що були виконані тим чи іншим студентом, а також його статистику по курсу (оцінки, виконані звіти до лабораторних робіт та інших завдань).

Оцінювання в рамках курсу організовано відповідно до Болонського процесу. Кожен студент має змогу вільно ознайомитись зі своїми оцінками.

Таким чином, в результаті виконання роботи, серед інших систем, було обрано об'єктно-орієнтоване динамічне навчальне середовище Moodle, і з його допомогою створено курс дистанційного навчання з дисципліни «Імпульсна та цифрова електроніка», що має переваги індивідуальної та колективної форм навчання і дозволяє студентам легше, продуктивніше та цікавіше опановувати матеріали курсу а також отримувати необхідні навички та вміння.

Література:

1. Learning Management System Modular Object-Oriented Dynamic Learning Environment – www.moodle.org.
2. <http://ifets.ieee.org>
3. <http://science.kharkov.ua>
4. <http://udec.ntu-kpi.kiev.ua>
5. <http://cmsobzor.ru/>

6. <http://www.ibm.com>

ОЦЕНКА КОВАРИАЦИОННОЙ МАТРИЦЫ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПОЛИНОМИАЛЬНОЙ МОДЕЛИ МЕТОДА НАИМЕНЬШИХ КВАДРАТОВ

Б.Н.Белоусов, Р.В. Ниц

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, Украина

Задача о приближении данных в смысле наименьших квадратов.

Результаты экспериментального изучения объектов реального мира часто содержат «заметные» случайные погрешности. Например, некоторый параметр y имеет неизвестную идеальную зависимость $y=f(x)$ от входного воздействия x . Для изучения этой зависимости проведен эксперимент (рис.1) из n опытов и получена таблица результатов $(x_i, \tilde{y}_i); i = \overline{1, n}$,

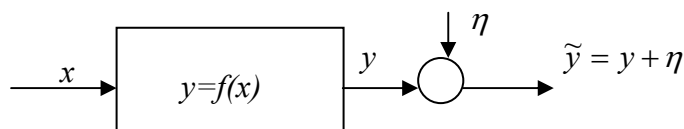


Рис.1. Схема экспериментального исследования зависимости $y=f(x)$ где x_i - входные воздействия; $\tilde{y}_i = y_i + \eta_i$ - отклики объекта, включающие идеальные значения y_i и случайные погрешности η_i .

Такой эксперимент промоделируем в системе MatLab и его результаты представим графически (Рис. 2). Задана идеальная зависимость $y=f(x)$ в виде полинома второй степени - строится ее график (синяя линия). Красные

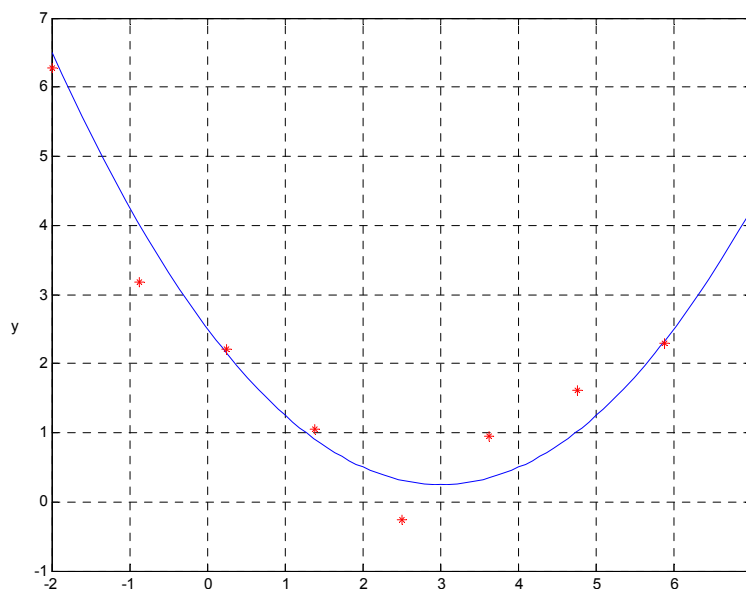


Рис. 2. Генерация «зашумленных» результатов эксперимента.

звездочки иллюстрируют результаты «измерения» - отклик и объект а, включающие идеальные значения y_i и аддитивные случайные погрешности η_i в виде случайных величин с нормальным законом распределения $N(0, d^2)$ и заданной дисперсией.

В результате решения задачи приближения исходной идеальной зависимости полиномом МНК получены оценки коэффициентов этого полинома 2-ой степени и построен график (рис.3 зеленая линия).

Задача статистической оценки коэффициентов приближающей параболы

Для сбора статистической информации организуем циклическое многократное (k раз) повторение моделирования эксперимента при неизменных условиях и естественно изменяющихся значениях случайных погрешностей η_i . Формируется матрица случайных значений коэффициентов для k приближающих парабол, графики которых представлены на рис.4.

По матрице коэффициентов получены оценки средних значений:

0.2429	-1.4769	2.5443

и ковариационной матрицы C :

0.0004	-0.0018	-0.0012
-0.0018	0.0111	-0.0000
-0.0012	-0.0000	0.0614

В ковариационной матрице на главной диагонали находятся оценки дисперсий коэффициентов приближающей параболы. Из их сравнения видно, что наиболее точно оценивается первый коэффициент (при квадратичной составляющей – кривизна) и значительно хуже третий - свободный коэффициент. В матрице C вне главной диагонали находятся коэффициенты, учитывающие корреляцию, например коэффициент

$$C_{2,1} = \rho_{2,1} \cdot \sigma_2 \cdot \sigma_1 = \rho_{2,1} \cdot \sqrt{C_{2,2}} \cdot \sqrt{C_{1,1}}$$

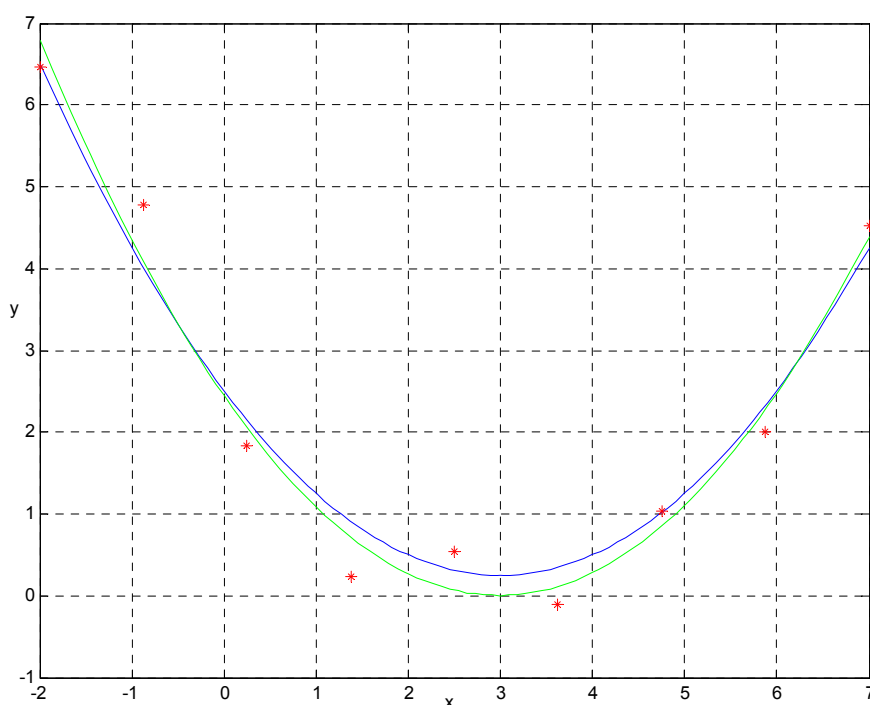


Рис.3. Сравнение идеальной и приближающей функций

И для оценки коэффициента корреляции между первым и вторым коэффициентами параболы $\rho_{2,1}$ выполним расчеты:

$$\rho_{2,1} = \frac{C_{2,1}}{\sqrt{C_{2,2} \cdot C_{1,1}}} = \frac{-0.0018}{\sqrt{0.0111 \cdot 0.0004}} = -0.8542$$

Полученное значение говорит о наличии довольно существенной зависимости между соответствующими коэффициентами модели.

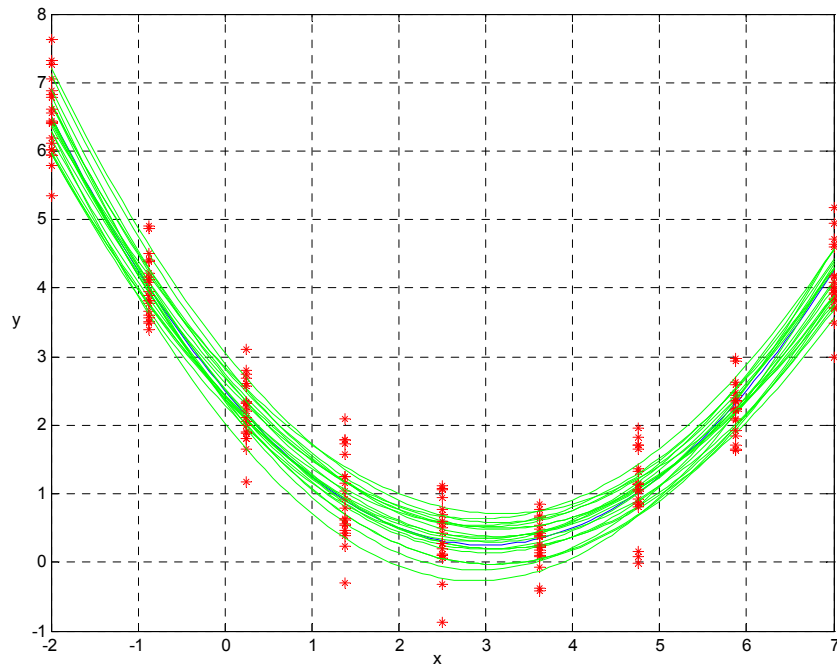


Рис.4. Многократное повторение эксперимента

Большой разброс парабол (зеленые линии) можно уменьшить увеличением количества опытов n и повторов экспериментов k (рис.5): Ширина полосы разброса погрешностей измерений (красный цвет, по вертикали), согласно правила « 3σ » для нормально распределенных случайных величин, может быть спрогнозирована, как $h=6\sigma=6d=6*0.5=3$.

Визуально, хорошо заметно существенное уменьшение ширины полосы разброса (по вертикали) приближающих парабол (зеленый цвет).

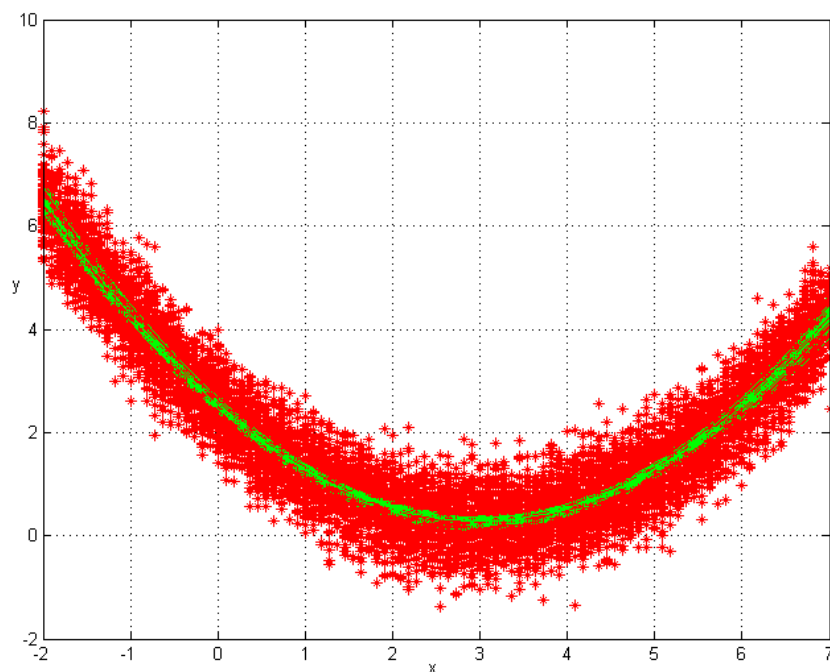


Рис.5 Увеличено количество опытов ($n=100$)

В ковариационной матрице

0.0001	-0.0003	-0.0000
-0.0003	0.0022	-0.0010
-0.0000	-0.0010	0.0053

дисперсии уменьшились в 5, 10 раз, т.е. действительно, точность приближения увеличилась (принцип несмещенности оценок коэффициентов модели МНК).

В работе проведены численные эксперименты для сравнения статистических оценок с аналитическими оценками погрешностей метода наименьших квадратов. Анализируются исходные данные (результаты наблюдения) на предмет их соответствия условиям Гаусса – Маркова. В рамках взвешенного метода наименьших квадратов исследуются ковариационные матрицы ошибок наблюдения и результатов (оценок коэффициентов аппроксимирующих моделей).

Литература.

1. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы.-М.: Лаборатория Базовых Знаний, 2001.-632с.
2. Мэтьюз, Джон, Г., Финк, Куртис, Д. Численные методы. Использование MATLAB, 3-е издание.: Пер. с англ.- М.: Издательский дом "Вильямс", 2001.-720с
3. Губанов В.С., Титов О.А., Оценивание стохастических параметров обобщенным методом наименьших квадратов. Сообщения ИПА РАН, 60, 1994.

ЕЛЕКТРОННІ ЗАСОБИ НАВЧАННЯ ДЛЯ ФОРМУВАННЯ ПРАКТИЧНИХ НАВИЧОК СТУДЕНТІВ ІНЖЕНЕРНОГО ПРОФІЛЮ

НТУУ"КПІ"

к.т.н. І. Поворознюк

Особливістю навчання студентів науково-природничого, технічного і технологічного напрямку підготовки є формування, поряд з фундаментальною теоретичною підготовкою, практичних вмінь і навичок. Якісна інженерна підготовка фахівця неможлива без солідної лабораторної бази.

Щоб відповідати високим вимогам, які ставить до майбутнього фахівця сучасний рівень розвитку технологій, сьогоднішній студент уже під час навчання у лабораторіях мусить ознайомитись з сучасним устаткуванням і приладами, з якими він буде працювати у майбутньому. Оснащення лабораторій вищих навчальних закладів устаткуванням і приладами, які б відповідали сучасному рівню розвитку пов'язано зі значними матеріальними і фінансовими затратами, які часто не можуть собі дозволити навіть всесвітньо відомі університети.

Допомогти розв'язати цю проблему може запровадження в освіті сучасних інформаційних технологій. Зокрема для формування у студентів інженерного профілю практичних вмінь і навичок, а також для проведення експериментальних досліджень сформувалося три напрямки:

- традиційні локальні лабораторії;

- віртуальні лабораторії (*Virtual Laboratories*);

- лабораторії з віддаленим доступом (*Remote Laboratories*).

Лабораторні роботи і експериментальні дослідження у традиційній лабораторії дає змогу студенту ознайомитися з реальним устаткуванням і є максимально наближеними до виробничих умов. У той же час висока вартість лабораторного і експериментального устаткування, особливо для сучасних високотехнологічних галузей виробництва, необхідність задіяти для роботи спеціальний технічний персонал, неможливість проводити експерименти в екстремальних і аварійних режимах, напружений графік роботи значно звужує доступ до такого устаткування широкого кола студентів.

Бурхливий розвиток інформаційних технологій дає змогу запровадити комп'ютерне моделювання фізичних об'єктів і процесів і здійснювати експериментальні дослідження на таких моделях і дістали назву віртуальних лабораторій. Сучасні експериментальні дослідження у багатьох областях істотно не відрізняються від віртуальних експериментів: в обох випадках експериментатор отримує інформацію про досліджувані процеси не безпосередньо органами почуттів, а через покази вимірювальних приладів і сигнали чутливих елементів. Комп'ютерні моделі і експериментальне дослідження таких моделей вимагає значно менше матеріальних і фінансових затрат.

Якими б вагомими не були переваги віртуальних лабораторій і комп'ютерного моделювання, все ж таки вони не можуть бути повноцінною заміною практичній роботі з реальними фізичними установками, машинами, пристроями. Рішення, що дає змогу об'єднати переваги комп'ютерного моделювання і роботу з реальним устаткуванням є лабораторії з віддаленим доступом (*Remote Laboratories*). У такій лабораторії експеримент проводиться з реальним устаткуванням над реальними фізичними об'єктами і процесами. Експериментатор чи експериментатори можуть бути відсутні у лабораторії і знаходитись від неї за багато тисяч кілометрів керуючи експериментом за допомогою телекомунікаційних засобів через Інтернет. Крім того, завдяки таким засобам експериментатор має змогу отримати результати експерименту і здійснити їх обробку.

Література

1. Башмаков А.И., Башмаков И.А. Разработка компьютерных учебников и обучающих систем. –М.:Информационно-издательский дом «Филинь», 2003. -616 с.
2. В. А. Alhalabi, K. Hamza, D. M. Marcovitz and Maria Petrie, "Remote Labs: An Innovative Leap in Engineering Distance Education", Proceedings of the ACE 2000, IFAC/IEEE Symposium on Advances in Control Education, Gold Coast, Australia, 17 - 19 December 2000.

ОГЛЯД МЕТОДІВ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОТИ ВОДОНАГРІВНИХ ОПАЛЮВАЛЬНИХ КОТЛІВ

І.В. Прохоренко (магістрант кафедри АЕД НТУУ “КПІ”)

В.В. Літвіх (професор кафедри АЕД НТУУ “КПІ”)

Національний технічний університет України “КПІ”

Скорочення запасів енергетичних ресурсів в надрах Землі призводить до їх стрімкого дефіциту і, як наслідок - значному їх подорожчання. Останнім часом визначилась стійка тенденція зниження калорійності та зміни якісного складу палива, що надходить споживачу. Тому удосконалення – модернізація і пристосування існуючого устаткування до роботи в нових умовах за максимально можливої економії паливно-енергетичних ресурсів є актуальною задачею.

Особливо це питання є актуальним у житлово-комунальному господарстві України, яке споживає до 35 % паливно-енергетичних ресурсів країни. За даними фахівців, термін експлуатації 57% котелень перевищує 20 років, 40% котельного обладнання експлуатується з ККД меншим 82%. В експлуатації більше 20 років знаходяться близько 10800 котлів теплопродуктивністю від 100 кВт до 1,0 МВт. Потребують заміни близько 14 тисяч котлів потужністю до 1,0 МВт.

Проведено огляд методів підвищення ефективності роботи водонагрівних опалювальних котлів, збільшення строків їх експлуатації та зниження забруднення навколишнього середовища шкідливими викидами. З'ясовано, що підвищення ефективності роботи водонагрівних опалювальних котлів є удосконалення конструкцій котлів і топкових камер з високим ККД і низькою емісією викидів шкідливих газів, а також методика їх розрахунку.

Зокрема це досягається за рахунок поділення топки на окремі камери шляхом встановлення в топковий простір вторинного випромінювача. В процесі роботи котла вторинний випромінювач, нагрітий до високої температури, інтенсифікує конвективний і радіаційний теплообмін, збільшує температуру і чорноту топки, локалізує область реакцій горіння, змінює аеродинаміку потоків, забезпечуючи створення додаткового ходу димових топкових газів, що в сукупності позитивно впливає на теплотієм.

Проаналізовано тепловий розрахунок котла «Віктор-100» із встановленим у його топку вторинним випромінювачем у вигляді вогневої труби. В результаті отримано, що температура і швидкість димових газів у фронтальній поворотній камері та на вході у конвективний пучок повинні зрости. Тому, за діючим нормативним методом розрахунку котлоагрегатів, виходить, що встановлення випромінювачів у топку котла, в цілому, повинно негативно позначатися на його роботі, що не узгоджується з результатами досліджень. Це свідчить про те, що існуючі методи розрахунку котлоагрегатів не в повному обсязі враховують ступінь теплосприйняття

випромінювання в топці, аеродинамічні й кинетичні процеси та інші критерії і потребують корегування для котлів малої та середньої потужності із вторинними випромінювачами.

Також були приведені методика та результати досліджень теплових, а також екологічних випробувань топки та котла «Віктор-100». Проведено розрахунок тепломасопереносу на основі комп'ютерного моделювання, а також його верифікація із розробленою аналітичною моделлю.

Методика порівняльних експериментальних досліджень щодо ефективності використання вторинних випромінювачів обумовлена жорсткими вимогами до його герметичності під час роботи. У зв'язку з цим, проведення прямих аеродинамічних досліджень у топці котла було вельми ускладнено, що перешкоджає прямій перевірці адекватності розробленої математичної моделі та визначенню компонент швидкостей і коефіцієнта рециркуляції.

Оцінка ефективності роботи вторинних випромінювачів проводилася на основі досліджень температури, тиску і хімічного складу димових газів у димовій трубі.

Результати чисельного модулювання системи рівнянь, характеризуючих горіння природного газу, дозволили з високою точністю визначити поля швидкостей температур, концентрацій, а також емісій окисів азоту в навколишній простір й на цій основі сформулювати обґрунтовані технічні пропозиції по установці пальника по режимах експлуатації котла. Попередні розрахунки інтеграції пальника у вогневий простір котла показали, що найбільше доцільно встановити пальник на вертикальній осі котла в розрізі, що перебуває в середині між подом котла і низом переднього екрана.

Розроблено метод оцінки теплового стану промислового котла на підставі непрямих вимірювань температури. Метод заснований на застосуванні чисельного алгоритму корекції моделі котлоагрегату як динамічної системи. Оцінка теплового стану котлоагрегату здійснюється за показниками ряду різних первинних перетворювачів, серед яких помітне місце займають перетворювачі температури. Тимчасові запізнювання, пов'язані з розподілом в просторі точок вимірювання температури, є основним джерелом динамічних похибок вимірювання, крім власних динамічних характеристик застосованих засобів вимірювання.

Запропонований підхід до відновлення температурного стану котла на базі мікроконтролерної моделі теплового процесу котла дають досить ефективний спосіб подолання зазначених недоліків систем виміру на основі так званих «віртуальних» датчиків, що представляють собою фактично реалізацію цифрових алгоритмів непрямої оцінки параметрів. Таким чином, з погляду оцінки теплового стану котла досить актуальною стає задача розробки систем непрямого вимірювання теплового стану на основі сучасних методів моделювання й вимірювання параметрів стану. Ідентифікація дискретної передаточної функції котла зроблена за допомогою прикладного пакета ідентифікації систем MatLab 6.0.

МЕТОДОЛОГИЯ СОЗДАНИЯ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ НАУКОЕМКИХ ИЗДЕЛИЙ, ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ, ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ

Радченко С.Г., канд. техн. наук,

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», Киев, Украина
38(044)454-95-30; 483-13-39; E-mail: babich.p@voliacable.com

Высокое качество продукции целесообразно закладывать на самых начальных стадиях её изготовления, а именно – исследовании, проектировании и не позднее получения экспериментального образца.

Как отмечал авиаконструктор А.Н. Туполев: “Чем дальше от доски конструктора обнаруживается неисправность, тем дороже она обходится”. Исправление ошибки на этапе исследования требует вдесятеро больше затрат при проектировании, в 100 раз – изготовлении экспериментального образца и 1000 и более раз при серийном выпуске. Поэтому современные принципы обеспечения качества продукции предусматривают проведение основных действий по достижению качества – 75% на этих начальных этапах. Показательно, что на контроль производственных процессов американские специалисты затрачивают 20% усилий и только 5% – на приемку готового изделия; а в Японии на приёмку изделия затрачивают лишь 1%.

Даже крупнейшие фирмы мира не гарантированы от ошибок в исследованиях и возможного скрытого брака разрабатываемой продукции.

Знаменитая ошибка FDIV устройства вычислений с плавающей запятой чипа Pentium в ноябре 1994 г. обошлась фирме Intel почти в \$500 млн.

Фирма “Ниссан” отозвала 1,1 млн. своих автомобилей разных моделей, выпущенных с октября 1989 г. по март 1994 г., для замены дефектных конденсаторов, способных вызвать пожар. Как сообщило агентство АП, эта акция обойдется компании в \$57 млн.

Компания Toshiba решила выплатить по судебному иску компенсацию в \$2,1 млрд. за то, что в поставляемых ею ПК-блокнотах конструкция контроллерных чипов, производимых NEC и Intel, оказалась с дефектом. Дефект проявляется в том, что в совершенно произвольный момент времени может произойти порча информации, причем пользователь даже не может определить, какой именно файл изменился.

Информация позволяет создать новые наукоёмкие изделия, современные (высокие) технологии, определить наилучшие условия эксплуатации изделий, экономить живой труд, энергоносители, сырьё. Эта информация создается с помощью информационных технологий. Они позволяют:

- прогнозировать возможный сбыт продукции;
- позиционировать (определять место) на рынке изделий и конкурентов;

- сводить к возможному минимуму потребление вещественных, энергетических, пространственных, временных и других физических ресурсов;
- создавать наукоёмкие и многофункциональные изделия, современные технологии;
- находить оптимальные режимы эксплуатации изделий в меняющихся условиях.

Такие проблемы решают разработанные в Национальном техническом университете Украины “Киевский политехнический институт” информационные технологии прогнозирования поведения объекта или процесса от многих причин и поиска наилучших (оптимальных) условий работы оборудования, технологических процессов, инструментов [1–3].

В частности возможно решение следующих групп задач:

- поиск наилучших размерно-геометрических характеристик и критериев качества машин, технического оборудования и процессов;
- достижение наилучших показателей качества, уменьшение затрат сырья, материалов, энергии, повышение производительности труда при разработке новых и совершенствовании существующих технологических процессов [4];
- уменьшение затрат трудовых, материальных, энергетических ресурсов и средств на проведение работ при испытании новой техники;
- диагностика действующих систем, объектов, технологических процессов;
- аттестация контрольно-измерительных приборов и информационно-измерительных систем;
- обработка и статистический анализ результатов измерений, построение математических моделей многофакторных градуировочных графиков;
- минимизация погрешностей измерений путем исключения из конечных результатов различных систематических и переменных систематических погрешностей, возникающих при исследовании сложных характеристик машин, систем, объектов, процессов [5];
- оптимизация и математическое моделирование в системах автоматизированного проектирования и управления (САПР, АСУ).

Разработанные на основе наших методов технологии и инструменты позволяют обеспечивать высокое качество обработки, экономию расходных материалов, повышение технико-экономических показателей производственного процесса при изготовлении деталей, а также повысить эксплуатационные характеристики изделий (ресурс работы, экономичность, безотказность и др.).

Возможности разработанной нами информационной технологии видны на примере создания технологического процесса антифрикционно-деформационного хонингования гильз цилиндров двигателей внутреннего сгорания

СМД-60. По сравнению с традиционным алмазным плосковершинным хонингованием удалось:

- повысить задиростойкость поверхностей в 8–10 раз;
- уменьшить величину коэффициента трения на 50–70%;
- сократить время приработки поверхности в 3–4 раза;
- уменьшить интенсивность износа поверхностей в 5–6 раз.

Ходовые испытания двигателей ЗМЗ-53, ЗМЗ-24-01, МТ10-36 с гильзами, обработанными антифрикционно-деформационным хонингованием в оптимальных режимах, полученных с помощью наших технологий, показали следующие результаты:

- ресурс работы деталей цилиндра-поршневой группы повысился в 1,9-5 раз;
- приработка в паре “поршневое кольцо–гильза” ускорилась вдвое;
- расход топлива на 100 км сократился на 0,4–0,5 л и масла на 30-40 см³.

Новые технологии, инструмент и оснастка для алмазно-абразивной обработки позволяют улучшить существующие процессы и технологии обработки изделий, организовать новые участки и рабочие места на крупных и малых предприятиях. Кроме того, их можно использовать взамен зарубежных аналогов при обработке следующих материалов:

- строительных материалов, стекла, хрусталя;
- природного камня различной прочности и других хрупких материалов;
- стали и чугуна различной твердости;
- твердых сплавов на основе вольфрама, кобальта, титана и др.;
- меди, алюминия, никеля и других цветных металлов;
- покрытий на основе алюминия, титана, хрома, никеля, вольфрама и др.

Инструмент, оснастка и технологии для алмазно-абразивной обработки предлагаются комплексно или отдельно, методически или с практическим изготовлением и внедрением в производстве.

Разработанные технологические процессы и инструменты были внедрены в производство на нескольких заводах Украины и России и дали большой экономический эффект.

Значительные возможности в прогнозировании, управлении и совершенствовании различных систем открывает и использование многофакторных математических моделей, которые тоже созданы нами. Они могут быть применены для повышения качества выпускаемой продукции, сокращения потребления сырья, энергоносителей, производственных площадей, рабочего времени и создания системных ресурсов – функциональных, оптимизационных, целевых.

Программный продукт OptimeChoice позволяет автоматизировать решение задачи многокритериального сравнения с целью ранжирования сравниваемых между собой объектов. Возможны введение весовых коэффициентов по каждому критерию, выбор наилучшего объекта с учетом

значимости критериев, моделирование повышения качества объекта с учетом затрат на изменение критериев качества.

Использование микропроцессоров и микро-ЭВМ для управления разнообразными техническими, технологическими системами и их оптимизация становится возможным, если их основные условия работы связаны с критериями функционирования многофакторными математическими моделями.

С целью получения указанных моделей, проведения многокритериальной оптимизации, вычислительного эксперимента с моделями разработано программное средство “Планирование, регрессия и анализ моделей” (ПС ПРИАМ). Его можно использовать для поиска наилучших конструкций, технологии изготовления, проведения испытаний, эксплуатации оборудования. ПС ПРИАМ представляет собой высокоэффективную технологию проведения сложных экспериментов, обработки, анализа и интерпретации их результатов. С ним могут работать даже не специалисты в области прикладной статистики, программирования. По мнению экспертов, ПС ПРИАМ имеет преимущества по сравнению с аналогичными пакетами ППП БИМ, BMDP, ППСА, ОТСЕВ, Statgraphics, SPSS. На Первом украинском конкурсе программных продуктов в 1993 г. он получил диплом и работает во многих организациях Украины и России.

Велики возможности информационного обеспечения технологических процессов и средств измерений путем математического моделирования погрешностей обработки и измерений с последующей их коррекцией.

Обеспечение высокого качества продукции, проведения измерений традиционно достигается за счет физических принципов на основе конструкторских и технологических решений. А повышение качества обработки обычно связано с использованием высокоточного оборудования, многооперационных технологических процессов, созданием и поддержанием специальных (стандартных) условий внешней среды. Но многооперационная последовательная стратегия достижения высокого качества снижает производительность и увеличивает себестоимость обработки и, тем самым, ухудшает конкурентоспособность изготавливаемых изделий. Необходимое качество обычно создается без анализа и учета систематических и переменных систематических погрешностей обработки, которые возникают вследствие влияния, так называемых, неуправляемых факторов: изменения характеристик обрабатываемого сырья, условий внешней среды, изменяющихся в процессе эксплуатации свойств технологического оборудования и других причин. Возникающие при этом изменения критериев качества выпускаемой продукции, ухудшение точности измерений приводят к ухудшению качества и, как следствие, требуют средств на исправление и доработку. Такая продукция становится не конкурентоспособной.

Объединение физических и информационных принципов в единую интегральную систему позволяет принципиально по-новому решать старые проблемы. Сочетание информационного математического моделирования,

микросхемы и физических свойств различных систем создает их новое качество – интеллектуальность. Это может принципиально изменить свойства, надежность и качество различных систем: технических, технологических, измерительных и даже материаловедческих [6, 7].

Новый процесс быстрой зарядки аккумуляторов, разработанный американской компанией Advanced Charger Technology, позволяет более чем вдвое сократить время подзарядки для большинства используемых в аккумуляторах электрохимических схем. Используется 8-разрядный микроконтроллер от Microchip Technology. Компактная управляющая программа, размещенная во встроенной памяти микросхемы, адаптивно подстраивает параметры процесса зарядки с учетом величины тока, температуры и степени заряженности батарей. Срок годности никель–кадмиевых элементов при использовании новой технологии увеличивается почти в три раза.

Компания PowerSmart проводит исследования по созданию “интеллектуального” аккумулятора. Определяется состояние аккумулятора и 34 параметра контроля его показателей и условий работы. Специальная микросхема, разработанная для аккумулятора, будет предсказывать оставшуюся емкость с точностью до 1 %.

Решение комплекса задач по проектированию конструкций и технологий изготовления узлов летательных аппаратов из композиционных материалов, а также испытаниям узлов и агрегатов летательных аппаратов по заказам АНТК им. О.К. Антонова, войсковой части г. Феодосия, НИИЭРАТ г. Люберцы, УкрНИИАТ г. Киев дало следующие результаты. Время испытаний сократилось на 30–80 %, материальные и энергетические затраты уменьшены на 20–70 %, снижение трудоемкости на 20–40 %, снижение себестоимости изготовления на 10–30 %, сокращение отказов в 1,5–5 раз, увеличение ресурса работы в 1,5–3 раза, снижение полетного веса агрегатов и узлов на 1–8 %. Экономический эффект составил 998,5 тыс. руб.

Примером существенного повышения точности при взвешивании на цифровых весах является разработка лаборатории экспериментально–статистических методов исследований: моделирование влияния “мешающих” факторов – температуры внешней среды и изменения напряжения автономного источника питания емкостного датчика весов. Первоначальная модель была принята линейной. Средняя относительная погрешность составляла 0,5 %. Учет в математической модели различных переменных систематических погрешностей позволил повысить точность измерений по критерию средней абсолютной погрешности в 13,3 раза и по критерию среднеквадратичной погрешности в 11,2 раза. Точность весов была повышена на несколько классов без стабилизации внешних условий [8].

Другая задача, решенная лабораторией экспериментально–статистических методов исследований – системный учет и комплексная оптимизация конструкторских факторов спиральных монолитных твердосплавных сверл (СМТС), технологии их изготовления, упрочнения, эксплуатации и восстановления (всего 20 факторов) дали возможность

одновременно повысить ресурс работы сверла в 5–6 раз, производительность сверления печатных плат довести до 100–50 ходов/мин и гарантировать (100 %) на последующей операции металлизации стенок отверстий сплошной плотный мелкокристаллический слой химически осажденной меди без разрывов и царапин. Работоспособность СМТС была повышена до 32 погонных метра. При работе на станках с ЧПУ группой сверл необходимо уменьшить общую длину просверленных отверстий до 20–22 м [9].

Работа была внедрена на производственном объединении им. С.П. Королева и в лаборатории твердосплавного инструмента налажен выпуск СМТС по усовершенствованной технологии.

Вся эта прикладная информационная технология проведения наукоёмких исследований успешно использовалась для решения широкого круга разнообразных задач более чем в 25 организациях стран СНГ с большим экономическим эффектом: в целом на один затраченный рубль было получено 2,82 руб. прибыли [10, 11].

Своим партнерам мы предлагаем.

- ☒ Поставку разработанных технологий, инструментов и оснастки для алмазно-абразивной обработки.
- ☒ Решение сложных исследовательских и диссертационных задач.
- ☒ Поставку программного обеспечения, которое поддерживает информационную технологию решения задач и не требует специальных знаний от пользователя.
- ☒ Обучение специалистов предприятий или организаций методам, которые дают возможность эффективно решать задачи указанных классов.
- ☒ Лекции для студентов старших курсов, магистров, аспирантов и преподавателей по указанной выше тематике.

Литература

1. Радченко С. Г. Устойчивые методы оценивания статистических моделей : монография / Радченко С. Г. — К. : ПП «Санспарель», 2005. — 504 с.
2. Радченко С. Г. Математическое моделирование технологических процессов в машиностроении / Радченко С. Г. — К. : ЗАО «Укрспецмонтажпроект», 1998. — 274 с.
3. Радченко С.Г. Универсальная высокая технология решения разнообразных научных, технических, технологических задач / С. Г. Радченко, С. Н. Лапач // Высокие технологии в машиностроении: моделирование, оптимизация, диагностика : междунар. науч.-техн. семинар, Харьков, Алушта, 27 сент.–2 окт. 1995 г. : тез. докл. — Харьков : ХГПУ, 1995.— С. 106—108.
4. Радченко С.Г. Системное ресурсное обеспечение создания наукоемких изделий и высоких технологий / С. Г. Радченко // Вестник Нац. техн. ун-та Украины «Киев. политехн. ин-т». Машиностроение. — 1997. — Вып. 32. — С. 186—193.

5. Радченко С. Г. Принцип информационной коррекции переменных систематических ошибок технологических и измерительных систем / Радченко С. Г. // Вестник Нац. техн. ун-та Украины «Киев. политехн. ин-т». Машиностроение. — 1998. — Вып. 33. — С. 187—196.
6. Оптимизация технологических условий сварки полиэтиленовых труб / С. Г. Радченко, Ю. С. Бурбело, Э. В. Котенко, С. Н. Лапач, Ю. А. Сидоренко, В. С. Лищинский // Пластические массы. — 1988. — № 9. — С. 29—31.
7. Многофакторная математическая модель термонапряженной электроизоляции / Иерусалимов М. Е., Соколовский С. А., Радченко, С. Г. Романенко Ю. В., Лапач С. Н. // Электричество. — 1991. — № 8. — С. 40—45.
8. Радченко С. Г. Информационная коррекция переменных систематических погрешностей средств измерений и измерительных информационных систем / Радченко С. Г., Бабич П. Н. // Радиоэлектроника и информатика. — 1999. — № 3(8). — С. 82—88.
9. Радченко С. Г. Моделирование и оптимизация конструкции и технологии изготовления спиральных монолитных сверл / С. Г. Радченко // Надежность режущего инструмента и оптимизация технологических систем : сб. ст. В 2 т. / Донбас. гос. машиностроит. акад.; предс. редсовета Г. Л. Хае. — Краматорск : ДГМА, 1997. — Т. 1. — С. 50—58.
10. Радченко С. Г. Высокая технология совершенствования выпускаемой продукции / С. Г. Радченко, С. Н. Лапач // Жизнь и компьютер : первый всесоюз. науч.-практ. семинар по автоматизации инж. труда, 19–25 нояб. 1990 г. : [материалы семин.]. — Харьков, 1990. — С. 183—188.
11. Лаборатория экспериментально-статистических методов исследований <http://www.n-t.org/sp/lesmi/>

УДК 681.3.06

АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА ЗБОРУ І ОБРОБКИ ДАНИХ НА БОРТУ МІКРОСУПУТНИКА

В.В. Ракоїд

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”

м. Київ, Україна.
mtg@bigmir.net

В статті розглянуті питання розробки системи збору та обробки даних для мікросупутника. За основу взятий дипломний проект на тему «Автоматизована система збору та обробки даних на борту мікросупутника».

Вступ

Сучасні бортові системи супутників реалізуються на основі засобів комп'ютерної техніки, її елементної бази, математичного та програмного забезпечення (ПЗ). Так аналіз показує, що тенденцією розвитку бортових систем обробки інформації (БСОІ) є побудова розподілених комплексів з децентралізацією на кожному рівні де реалізуються інформаційні (збір [в том числі програмна вибірка наукових приладів], контроль параметрів, обробка інформації; оперативна передача і реєстрація технологічних параметрів; ведення / виведення даних наукових досліджень [НД]; зберігання даних і їх аналіз; інше) і керуючі (програмне керування обладнанням і науковими приладами; керування функціональними блоками, НД, інше) функції. При цьому ПЗ БСОІ складається з спеціального (підтримка технології НД), прикладного ПЗ (алгоритми керування і обробки даних НД) /ППЗ/ і системного ПЗ (операційна система).

Аналіз існуючих БСОІ показує, що вони реалізовані на базі мікроЕВМ, мікроконтролерів (мікроКон) та з застосуванням: проблемно-орієнтованого і універсального ПЗ; ОС; ППЗ; модулів вводу/ виводу; наукових приладів з стандартними інтерфейсами; комп'ютерних мереж, інше. Найбільш часто використовуються стандарти VME, PC/104, MicroPC, які адаптуються до умов НД і дозволяють компонувати універсальні засоби БСОІ.

Постанова задачі

Необхідно реалізувати систему збору та обробки інформації на борту мікросупутника в стандарті PC 104.

Системи збору і обробки даних

Пропонується наступна структура БСОІ, яка показана на (рис. 1). Вона складається з таких функціональних блоків: інтерфейсний блок; процесорний блок; блок зберігання інформації; блок збору даних; блок керування системами; блок електроживлення.

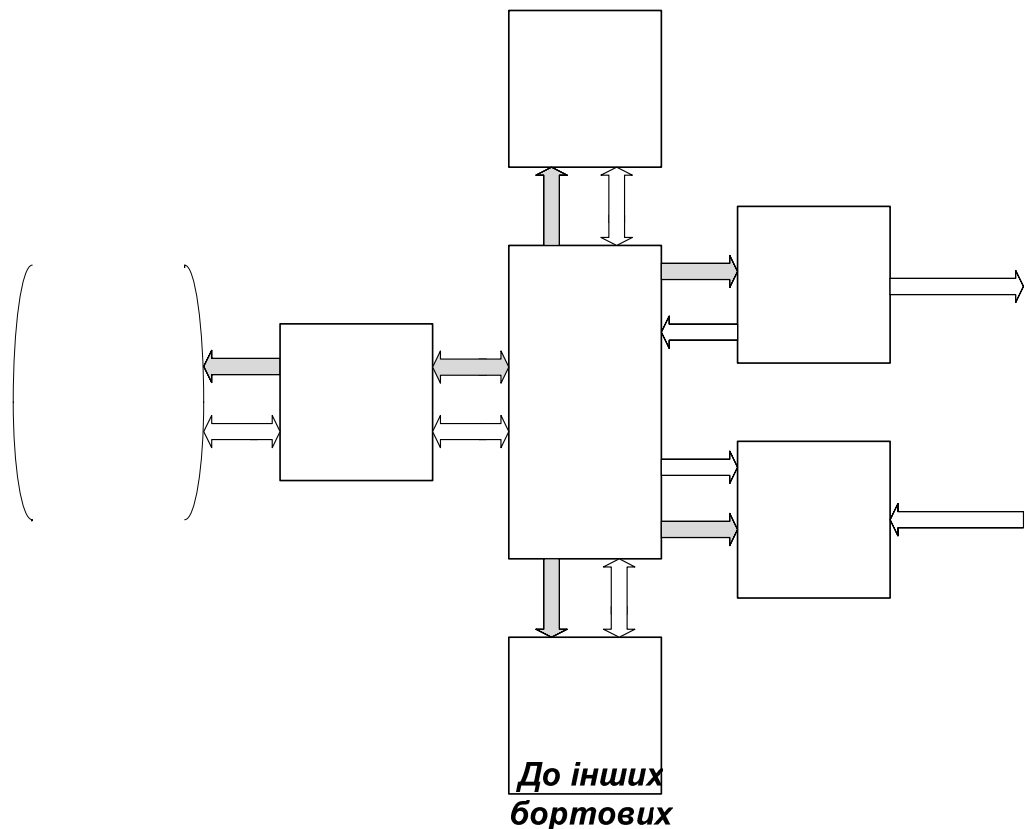


Рис. 1 Структура бортової системи

**Радіоканал;
GPS;
Система
обробки наукової
інформації,
та інші.**

**Інтерфейсний
модуль**

Життєва здатність і надійність конструкції визначається стандартом РС-104/ 104+; безперервна робота БСОІ в умовах космічного простору не менше 10000 годин; перевантаження – 10g та інші.

Склад визначається структурою БСОІ, але може бути реалізована як: радіальна однокомплектна БСОІ (3 плати стандарту РС-104/ 104+); радіальна двокompлектна/ трикомплектна БСОІ (3 плати стандарту РС-104/ 104+); багаторівнева мережена однокompлектна/ багатокompлектна БСОІ (CANbus та 3 / 4 плат стандарту РС-104/ 104+).

Основні конструкторські характеристики визначаються стандартом РС-104/ 104+ для радіальної однокompлектної БОСК - споживча потужність 5 Вт, розмір - 90x96x51мм; радіальної двокompлектної/ трикомплектної БСОІ - споживча потужність - 10/ 15Вт (до 5 Вт в варіанті з холодним резервуванням), габарити 90x96x100/ 150мм; багаторівнева мережена однокompлектна/ багатокompлектна БСОІ - споживча потужність - 10 Вт, габарити - 90x96x100мм. Вага БСОІ в різній комплектації не більше 1000 грам.

Для системи в якості процесорного та інтерфейсного модулів пропонується використати можливості процесорної плати з інтегрованою підсистемою вводу-виводу Athena.

Блоку зберігання даних створюється за допомогою пристроїв зберігання інформації на стандартних інтерфейсах, що використовують, IDE, CompactFlash(CF) і solid-state FlashDisk .

Для підсистеми збору даних пропонується використати можливості процесорної плати з інтегрованою підсистемою вводу-виводу Athena, а також наступних модулів: Онух-ММ-DIO (модуль цифрового вводу-виводу); Pearl-ММ (модуль дискретного вводу); Diamond-ММ-32Х-АТ (модуль аналогового вводу-виводу);

В якості підсистеми Ruby-ММ-1612: 16-канальний модуль ЦАП.

Підсистема живлення базується на блоку живленні HESC104-HV та батарейному модулі BAT104-SLA45.

Підсистема збору інформації складається з АЦП,ЦАП, цифрового блоку вводу-виводу, і топологічних елементів лічильника/таймера. АЦП складається з 16-розрядного аналого-цифрового перетворювача на 16 вхідних каналів, і FIFO з 48 вибірками.

Діапазони зміни вхідних сигналів програмовані і максимальна частота вимірювань миттєвих значень - КГц. ЦАП складається з 4-х 12разрядних каналів. Блок цифрового уведення-виведення включає 24-х розрядний з програмованим управлінням. Блок лічильника/таймера полягає 24-х розрядного лічильника таймера, керівник частотою вимірювань миттєвих значень АЦП і лічильник таймер на 16-ь розрядів для призначених для користувача додатків

Також БСОІ має в собі систему температурного моніторингу на інтегральних температурних датчиках LM75. Цифрові аналізатори LM75 містить температурний датчик, дельта-сигма аналого-цифровий конвертер (АЦП), дводотовий цифровий інтерфейс, і регістри керування ІС.

Двототовий інтерфейс використовує протокол I2C®. Температура безупинно вимірюється, і може читатися в будь-який час. Якщо необхідно, хост-процесор за допомогою LM75 може робити моніторинг температури і якщо температура не перевищує запрограмовану межу на виході видавати логічну одиницю (програмувальний режим).

Низька гранична температура може також бути запрограмована, і хост-процесор може бути сповіщений, коли температура знизилася нижче цього порога. Таким чином, LM75 є серцем моніторингу температури й підсистеми керування для систем на основі мікропроцесора типу персональних комп'ютерів. Температурні дані представлено 9 бітним словом (1 біт ознака й 8 біт обмірювана величина), це дозволяє забезпечити розв'язну здатність в 0.5°C. Точність - $\pm 2^{\circ}\text{C}$ від -25°C до $+100^{\circ}\text{C}$ і $\pm 3^{\circ}\text{C}$, від -55°C до $+125^{\circ}\text{C}$.

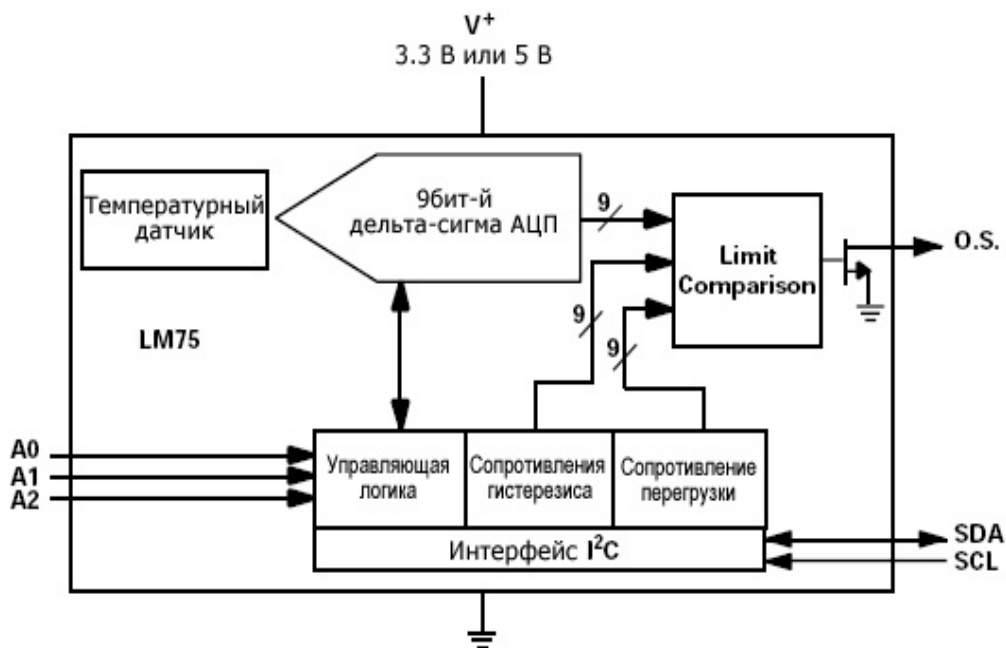


Рис. 2 Структура датчика LM75

Висновок

В даній статті було розглянуто варіант побудови автоматизованої системи збору та обробки наукової інформації на борту мікросупутника. Було проведено аналіз існуючих рішень і стандартів. Аналіз існуючих БСОІК показує, що вони реалізовані на базі мікроЕВМ, мікроконтролерів (мікроКон) та з застосуванням: проблемно-орієнтованого і універсального ПЗ; ОС; ППЗ; модулів вводу/ виводу; наукових приладів з стандартними інтерфейсами; комп'ютерних мереж, інше. Найбільш часто використовуються стандарти VME, PC/104, MicroPC, які адаптуються до умов НД і дозволяють компонувати універсальні засоби БСОК.

Створення БСОК в стандарті PC-104 (IEEE-P996) обґрунтовано тим, що: архітектура IBM PC в порівнянні з платформи VME, STD, SDT32, Multibus, інші значно дешевша і добре відома, суттєво потребує менший час розробки кінцевої системи; існує багато ППЗ; вирішуються питання уніфікації і стандартизації, забезпечується модернізація та зменшуються витрати на підтримку її роботи; інші.

Також була проаналізована система температурного моніторингу на борту мікросупутника. Для температурного контролю системи було використано інтегральні температурні датчики.

Література

1. Гобчанский О.П. Построение унифицированных средств бортовых вычислительных комплексов на основе стандарта MicroPC // СТА. - 1998. - №2.
2. Зинченко В.П., Зинченко С.В., Горин Ф.Н., Броварская Н.С.

Программно-управляемый обмен данными в системах реального времени // Технології створення перспективних комп'ютерних засобів та систем з використанням новітньої елементної бази. - К.: НАН України Ін-т кібернетики ім. В.М. Глушкова, 2000. - С. 55 - 60.

3. Зинченко В.П. Показатели качества базового программного обеспечения, методы их измерения и оценки // Интеллектуальные информационно - аналитические системы и комплексы. - К.: НАН України Ін-т кібернетики ім. В.М. Глушкова, Наук. рада по проблемі "Кібернетика", 2000. - С.142 - 161.

4. Зинченко В.П. Синтез автоматизированных систем научных исследований // Методы, системы и средства автоматизации научных исследований. - К.: Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова АН Украины, 1992. - С. 25 - 30.

5. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень // Міжнар. конгрес "Інформаційне суспільство в Україні - стан проблеми, перспективи". - К.: НТУУ "КПІ", 2000. - С. 218 - 230.

6. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів // Наукові вісті НТУУ "КПІ". - 2000. - № 4. - С. 32 - 42.

7. Мультиплексные системы информационного обмена в бортовых комплексах ЛА: Техн. справка: (По материалам отечеств. и зарубежной печати) / Сост. Н.В.Кочеткова. - М.: ГОНТИ, 1991. - 24 с.

8. Никитин А.М. Интерфейсы Микропроцессорных систем для автоматизации научных исследований. - М.: МИФИ, 1988. - с.

9. Олифер Н. А., Олифер В. Г. Сетевые операционные системы // Сервер центра информационных технологий. - <http://www.citmgu.ru/>.

10. Проектирование специализированных информационно-вычислительных систем / Ю. М. Смирнов, Г. Н. Воробьев и др. / Под ред. Ю. М. Смирнова. - М.: Высшая шк., 1984. - 360 с.

11. Промышленные компьютеры //ХОЛИТ Дэйта Системс.-2001.-№ 1.- 32с.

12. Промышленные контроллеры // ХОЛИТ Дэйта Системс. -2001. - № 4. - 32 с.

УДК: 681.327+656.34-523

РЕАЛИЗАЦИЯ РАМНО-АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ КОМПЬЮТЕРНЫХ СЕТЕЙ МОНИТОРИНГА И УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ ПРОИЗВОДСТВА СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

В. Резаи, В.П. Зинченко,

Национальный технический университет Украины "Киевский
политехнический институт"

rezaei@i.ua

Производство сложных технических объектов (ТО) характеризуется большим количеством участков изготовления деталей и узлов собственного производства и использования изделий поставщиков. Поэтому на каждом рабочем месте производства (РМП) необходимо иметь объективный контроль качества изготовления деталей, проверять параметры и работоспособность изделий поставщиков, а также организовать испытания отдельных узлов и систем ТО. Для этого на РМП устанавливаются терминалы для сбора и передачу на верхние уровни компьютерных сетей мониторинга качества производства данных (значения параметров, контрольные величин), испытательных сигналов (показания датчиков систем испытаний и т.п.), изображений деталей и собранных узлов. Эта информация из каждого участка производства ТО помещается в базе данных СМУКП и является информационной моделью качества производства.

Проблема обеспечения качества производства сложных ТО требует решения комплекса проблем, связанных с созданием систем мониторинга и управления качеством производства (СМУКП). Качества продукции можно обеспечить за счет контроля технологических, теплофизических, механических, весогабаритных характеристик и технологии производства деталей, узлов, механизмов и изделий. Эти параметры и характеристики необходимо контролировать как на ранних этапах производства (контроль комплектующих и т.п.), так и на этапе сборки узлов и ТО как конечного продукта. Современное производство должно быть экологически чистым, поэтому объектом мониторинга также являются экологические показатели. Для обеспечения качества производства внедряются CALS-технологии (Continuous Acquisition and Life cycle Support - непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) для того, чтобы охватить все этапы создания ТО - от создания математической модели, проектирования агрегатов, деталей, оснастки, до управления изготовлением деталей и сборкой ТО. Внедряются CALS-технологии вместе с CIM системами (Computer Integrated Manufacturing - системы компьютеризированных интегрированных производств) и с системами ERP (Enterprise Resource Planing - планирование ресурсов предприятия). Отметим, что системы проектирования CAM/CAD/CAQ –технологий являются базой программного обеспечения, необходимого для внедрения CALS-технологий.

Проанализируем основные задачи, связанные с построением программно-аппаратных средств объектных терминалов компьютерных сетей мониторинга качества производства сложных объектов.

Важным элементом СМУКП является подсистема ввода, обработки и передачи первичных данных (ПД) с РМП. В процессе ввода ПД важно контролировать их значения и степень их искажения шумами и помехами. Поэтому массивы ПД необходимо сопровождать служебной информацией, которая подтверждает качество введенных данных и позволяет также оптимизировать их обработку: без помех ПД кодируются качественно, а КД с шумами фильтруются упрощенными методами, прореживаются и кодируются менее точно. Следует отметить, что процесс фильтрации искажает ПД, достоверность отсчетов которых существенно зависит от входного соотношения сигнал/шум. Поэтому на «зашумленных» участках младшие двоичные биты ПД недостоверны, и нет смысла повышать число бит. Для кодирования на РМП ПД применяются оптимизированные по быстродействию методы и алгоритмы фильтрации-сжатия данных, которые основаны на «сигнальном» подходе, т.е. в массиве ПД определяются и кодируются существенные отсчёты, амплитудно-часовые характеристики которых после кодирования/декодирования практически не меняются с учётом коэффициента сжатия данных $K_{сж}$. На первом этапе обработки ПД сглаживаются и выявляются экстремумы и точки перегиба. После сжатия ПД без потерь массивы битов защищаются операцией гаммирования с длительными псевдослучайными последовательностями, которые от пакета к пакету меняются. Для защиты ПД от подмены биты помехоустойчивого кодирования случайным образом маскируются в массиве пакетов данных.

Информация между объектами компьютерной сети и терминала передается по каналам связи на рабочие станции (РС) СМУКП, которые используются для управления производством. Учитывая наличие промышленных и импульсных помех на РМП линии связи должны быть защищены от помех и от несанкционированного доступа к информации СМУКП. Терминалы сбора и обработки первичных данных должны быть мобильными, портативными и дешевыми, поэтому в качестве каналов связи целесообразно использовать помехоустойчивые и криптоустойчивые радиосети. Информация также может передаваться по проводным каналам связи, которые могут применяться как резервные каналы связи системы. Соответственно, терминалы системы должны обеспечивать обработку и кодирования первичных данных, передачу данных по радио и проводным каналам связи. Важными задачами создания СМУКП являются задачи: оптимизация процессов сбора, обработки и передачи первичных данных; технология радиодоступа; кодирование сигналов, данных и изображений для помехоустойчивой и криптоустойчивой передачи данных.

Функционирование современной информационной системы сложного производства требует надёжного взаимодействия большого количества систем, обеспечивающих передачу и хранение данных, осуществляющих интеграцию информации, получаемой из различных источников,

обеспечивающих доступ к разнородной информации, её комплексный анализ, защиту и возможность совместного использования различными подразделениями предприятия. Фактически речь идёт о функционировании корпоративной сети, которая должна обеспечивать: бесперебойность и безопасность работы всех служб организации; высокий уровень информационной безопасности, надежное хранение массивов данных и возможность их распределенной обработки, бесперебойную работу приложений и оптимизацию информационных потоков между структурными подразделениями и внешними организациями, резервирование основных элементов системы (оборудования и каналов), совместное функционирование как кабельных так и беспроводных сетей с доступом к ресурсам системы на территории предприятия, обеспечить длительность жизненного цикла системы не менее пяти лет без технической модернизации.

Поскольку на производстве сложных изделий объекты длительного мониторинга (ОДМ) являются удалёнными и распределёнными на большой территории, часто являются подвижными или периодически меняют свое местонахождение в пределах территории предприятия, то на них устанавливаются абонентские системы (АС) беспроводных сетей, которые выполняют многофункциональную обработку, кодирование и передачу данных мониторинга. Такие АС часто называют объектными системами (ОС). Для организации дистанционного сбора данных с большого количества ОДМ широкого распространения получили беспроводные сети типа “точка-точка” или “терминальные сети” (рис. 1.), в которых АС передают пакеты данных на центральную станцию (ЦС) в режиме централизованного или децентрализованного управления передачей данных по радиоканалу. Центральная станция накапливает и обрабатывает данные мониторинга, а также может ретранслировать первичные данные и данные обработки на большие расстояния, используя сеть Интернет, кабельные, мобильные, космические и др. сети передачи данных.

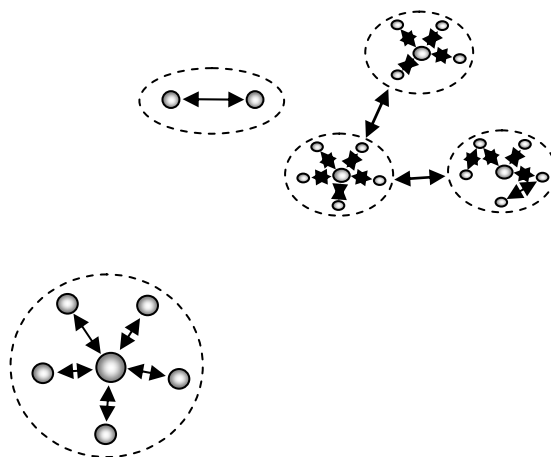


Рис. 1. Структуры распространенных беспроводных сетей.

Для передачи данных от объектных систем широкого распространения получили широкополосные сети радиодоступа со

скоростями передачи данных, которые намного превышают скорости в абонентских линиях сетей интегрального обслуживания, а также сетей общего пользования. Такие радиосети являются эффективным способом организации корпоративных сетей предприятий, сетей видеомониторинга и дистанционного контроля состояний удаленных и подвижных объектов. На сегодняшний день выделяются четыре типа сетей широкополосного беспроводного доступа, которые соответствуют четырём уровням охвата абонентов: персональный (WPAN), локальный (WLAN), городской (WMAN), региональный и глобальный (WWAN) уровни. WPAN – сети имеют небольшую дальность связи, десятки/сотни метров. WPAN-сеть можно создать на однокристальном радиомодуле передачи данных в диапазоне ISM (Industrial scientific and Medical band, радиочастотные диапазоны - 430, 826/915, 2400 МГц для промышленного, научного и медицинского применения), где не требуется лицензия. Такие радиомодули соединяют с микроконтроллерами и сигнальными процессорами для передачи данных от различных датчиков, сенсоров, видеосенсоров с применением упрощенных протоколов обмена данными. Использование направленных антенн позволяет увеличить дальность связи до 20 км. К WPAN-сетям относятся сети, поддерживающие стандарт Bluetooth, IEEE, 802.15.3 и 3a, IEEE 802.15.4 (Zigbee), UWB-сети. Bluetooth – это универсальный радиоинтерфейс, ориентированный на передачу данных в диапазоне 2400 - 2483,5 МГц между различными устройствами с использованием недорогой аппаратуры. Последняя версия Bluetooth 2.0+EDR кроме базовой скорости 1 Мбит/с обеспечивает передачу данных со скоростью 2 и 3 Мбит/с. Стандарт IEEE 802.15.3 описывает работу пикосетей и «ad hoc-систем» на малых расстояниях (до 10 м), базовая скорость которых – 22 Мбит/с. Эти сети характеризуются простой инфраструктурой, наличием средств защиты данных и гарантированным качеством обслуживания QoS (Quality of Service). Стандарт IEEE 802.13.3a определяет работу пикосетей со скоростью обмена 110-480 Мбит/с и выше до 1320 Мбит/с. Такие скорости передачи данных возможны для сверхширокополосной связи UWB (в США – в диапазоне 3100-10600 МГц). Стандарт Zigbee ориентирован на построение систем длительного мониторинга объектов в диапазоне ISM с невысокой скоростью передачи данных (десятки/сотни Кбит/с) и дальностью связи 50-100 м. Битовая скорость передачи данных в диапазоне 868 МГц составляет 20 Кбит/с, в диапазоне 915 МГц – 40 Кбит/с, а в диапазоне 2450 МГц – 250 Кбит/с. Для сбора данных от промышленных объектов в определенных местах устанавливаются первичные преобразователи информации (датчики, сенсоры), выходные сигналы которых являются первичным информационным отображением динамики состояний ОДМ. Информация от датчиков поступает в радиомодули Zigbee, которые объединены в микросеть (рис. 2.). Для охвата радиосвязью производственных помещений используются такие соединения как “точка-точка”, “звезда” и др., для соединения объектных терминалов и концентраторов (центральных станций).

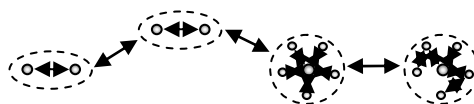


Рис. 2. Пример топологии сети Zigbee для сбора, обработки и передачи данных.

Перспективным направлением развития сетей персонального уровня является технология сверхширокополосного доступа UWB (Ultra Wide Band). В противоположность системам передачи данных стандарта IEEE 802.xx, занимающую относительно узкую полосу частот, системы UWB занимают обширную полосу частот и обеспечивают почти “оптоволоконную” скорость передачи в радиоканале и формально не нуждаются в выделении рабочей полосы частот. Для передачи информации в этих системах используется не синусоидальная несущая, промодулированная каким-либо сигналом, а кодовая последовательность коротких импульсов постоянного тока или радиоимпульсов. Такие сигналы характеризуются очень низкой спектральной плотностью (малой величиной отношения мощности волны к единице полосы частот), а благодаря широкополосности затухание короткоимпульсных сигналов в различных средах достаточно мало, поэтому связь в производственных помещениях является очень надежной. Поскольку характер создаваемого этой системой сигнала сходен с естественными шумами радиоканала и приемной аппаратуры то это свойство позволяет применять UWB-систему в диапазонах, в которых уже работают системы с сосредоточенными по спектру сигналами, не создавая им существенных дополнительных помех.

Сети локального уровня (WLAN-сети) ориентированы на передачу данных до сотней метров. При использовании направленных антенн технологии локальных сетей можно с успехом использовать на расстояниях, которые измеряются десятками километров. Среди беспроводных локальных сетей наибольшее распространение сети стандарта IEEE 802.11 и его модификаций: IEEE 802.11b (Wi-Fi), 802.11a, 802.11g, а также перспективные стандарты 802.11n, p, e. Стандарт Wi-Fi (Wireless Fidelity) регламентирует работу беспроводных сетей с псевдослучайными последовательностями Баркера в диапазоне 2,4 ГГц и обеспечивает скорость передачи данных до 11 Мбит/с. Из-за большого количества избыточной служебной информации в пакетах реальная информационная скорость составляет 6 Мбит/с. Для увеличения скорости передачи используется модуляция ССК (Complementary Code Keying). Стандарт IEEE 802.11a регламентирует беспроводные сети в диапазоне 5 ГГц и за счет использования технологии мультиплексирования с разделением на ортогональные частоты скорость передачи данных доведена до 54 Мбит/с, однако дальность связи уменьшилась по сравнению с системами диапазона 2,4 ГГц. Также предложена спецификация IEEE 802.11g, которая переносит схемы модуляции OFDM из диапазона 5 ГГц в диапазон 2,4 ГГц. Для построения корпоративных беспроводных локальных сетей целесообразно использовать точки доступа, например Aironet 1100

серии, позволяющие одновременно организовывать передачу данных в стандартах 802.11b (11Мбит/с) и 802.11g (54 Мбит/с). Перспективные сети нового стандарта IEEE 802.11n обеспечивают скорость до 300 Мбит/с. Основу сетей регионального уровня (WMAN-сетей) образуют сети широкополосного доступа регионального/городского масштаба, развитие которых связано с распространением цифрового телевидения. На сегодняшний день широкого распространения получили сети стандарта IEEE 802.16-2004. В этих сетях оптимизировано использование спектрального ресурса радиоканала для различных соотношений “скорость-помехоустойчивость”, а также обеспечивается заданный уровень качества обслуживания QoS любому абоненту сети. Для получения информации от промышленных объектов в определенных местах объектов устанавливаются преобразователи информации, выходные сигналы которых являются первичным отображением динамики состояния объектов контроля. Однако часто отбор сигналов от объектов сопровождается помехами. Поэтому получение достоверной информации об объекте контроля достигается путем непрерывного или периодического отбора данных мониторинга, обработкой сигналов, анализом динамики оперативно вычисленных характеристик и показателей сигналов.

Состояние материальной системы или объектов контроля описывается динамическими рядами характеристик, а также набором статистических характеристик. На сегодняшний день известно большое количество математических методов оценки состояний объектов. Математическое обеспечение большинства существующих подходов к оценке состояний объектов основывается на вычислении статических характеристик измеренных величин и показателей сигналов, анализе временных рядов, вычислении вероятностных характеристик, хаотических и интервальных показателей. В математической статистике за основу количественных оценок данных наиболее часто используются две величины: оценка вектора математического ожидания $M_j = M_{j1}, \dots, M_{jd}$ и оценка матрицы ковариаций $S_j = \frac{1}{n_j - 1} \sum_{x \in L_j} (X - M_j)(X - M_j)^t$, где $M_{j1}, \dots, M_{jd}$ выборочные средние значения характеристик класса состояния L_j , X -вектор реализации. Вектор M_j отображает центральную тенденцию группирования характеристик, диагональные элементы матрицы ковариаций S_j -разброс их значений, а другие элементы матрицы S_j описывают взаимосвязи характеристик состояния. Для обеспечения корректности математического обеспечения оценки состояния объекта при сборе (вводе) первичных данных важно гарантировать их однородность, репрезентативность, достаточность и осуществить проверку на отсутствие аномальных наблюдений. Синтез математического обеспечения оценки состояния динамическими рядами выполняется на базе методов анализа автоколебательных процессов, корреляционного анализа, анализа временных рядов вейвлет-анализа и др. Для разработки методик оценки состояний объектов, которые описываются динамическими рядами характеристик, широкое распространение получила

теория анализа и цифровая обработка сигналов. На практике распространены методы исследования средних и мгновенных значений динамических рядов характеристик состояний объектов, методы анализа переходных процессов динамических рядов, методы исследования вариабельности динамических рядов и суммарной вариабельности характеристик состояний. Для получения характеристик сигналов используются различные математические подходы анализа сигналов в часовой и частотной областях. К широко распространенным методам анализа сигналов в часовой области относятся статистические, чисто графические и корреляционные методы. Статистические показатели и индексы состояния описывают динамический ряд характеристик состояния как случайный процесс и используются для получения количественной оценки вариабельности характеристики состояния на интервале времени исследования. К распространенным статистическим показателям и индексам состояния объекта относятся: математическое ожидание, среднее квадратическое отклонение динамического ряда значений характеристик состояния, коэффициент вариаций, вариационный размах. Гистографические показатели и индексы описывают закон распределения характеристик состояния как случайных величин в ряде их значений. Для вычисления данных показателей строится вариационная кривая (гистограмма) в координатах «значение характеристики – число значений характеристики динамического ряда» и осуществляется ее математическая обработка. К наиболее распространенным гистографическим показателям и индексам состояния объекта относятся: амплитуда моды, вариационный размах, ассиметрия, эксцесс. Корреляционные (автокорреляционные) показатели и индексы состояния объекта описывают внутреннюю структуру временных рядов.

Таким образом, для построения компьютерных сетей мониторинга и управления качеством производства в местах возникновения информационных потоков необходимо устанавливать интеллектуальные терминалы помехоустойчивых радиосетей, осуществляющие ввод, обработку и кодирование сигналов и изображений. На основе обработки данных определяется состояние объектов контроля и в центральный сервер предприятия передаются компактные данные о качестве изготовления деталей и узлов, а также результаты испытаний работы сложных агрегатов. Поэтому конечное изделие характеризуется набором показателей сигналов (видеосигналов), объективно отражающих качество изготовления комплектующих, узлов и агрегатов.

УДК 621.317.725

ПРЕЦИЗІЙНИЙ ВОЛЬТМЕТР НАПРУГИ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ЗМІННОГО СТРУМУ З АВТОМАТИЧНОЮ КОРЕКЦІЄЮ ПОХИБОК В СЕРЕДОВИЩІ LABVIEW

Синьоока О.В

olesyasineokaya@ukr.net

Стрімкий розвиток цифрових технологій приводить до інтенсивного загального використання пристроїв із цифровою формою представлення результатів вимірювання, точність яких постійно зростає.

Прецизійні цифрові вольтметри були створені і зараз необхідні в метрології для проведення перевірки.

Звичайно їх робочий діапазон частот сягає 100 кГц. Для більшості вимірювань на виробництві вистачає базової похибки вольтметра на рівні $\pm 0,01 \dots 0,05\%$, якої можна досягти в простих універсальних вольтметрах, наприклад, GDM-8245:

Змінна напруга (AC+DC, TRUE RMS)

- Діапазон вимірювання 500 мВ / 5 / 50 / 500 / 1200 В
- Роздільність 10 / 100 мкВ / 1 / 10 / 100 мВ
- Частотний діапазон 20 Гц...100 кГц
- Похибка вимірювання
 - $\pm (0,5 \% + 15 \text{ од. мол. розряду}) - 45 \text{ Гц} \dots 2 \text{ кГц}$
 - $\pm (1 \dots 5 \% + 15 \text{ од. мол. розряду}) - 20 \text{ Гц} \dots 50 \text{ кГц}$
- Вхідний імпеданс 10 МОм / 100 пФ

Більш складні моделі, як В7-78, вже володіють базовою похибкою вимірювання 0,002% та мають додатковий режим вимірювання частоти, періода, температури, обчислення середнього значення із виміряного масиву даних, вимірювання в режимі допускового контролю:

- висока швидкість вимірювань: до 2000 вим/сек;
- базова похибка від 0,004%;
- $V = 0,1 \text{ мкВ} - 1000 \text{ В}$, V
- $0,1 \text{ мкВ} - 750 \text{ В}$ (3 Гц ..300кГц),
- $I = 10 \text{ нА} - 3 \text{ А}$;
- частота F (період T) 3 Гц (0,333 С)-300кГц (3,33 мкс);
- опір 100 мкОм...100МОм;

Функціональні можливості сучасних прецизійних вольтметрів включають збереження інформації в пам'яті, фіксацію максимальних, мінімальних та середніх значень, утримання на дисплеї поточного показу, роботу в режимі відносних вимірювань, підключення до персонального комп'ютеру для передачі результатів вимірювань та програмування режимів роботи, а також цілий ряд інших можливостей, круг яких постійно розширюється.

Все більшого розповсюдження набувають так звані “інтелектуальні” засоби вимірювання, в яких корекція похибок здійснюється програмними засобами. Цей метод більш гнучкий, йому не притаманні старіння та випадкові похибки, додаткові похибки від впливу зовнішніх факторів. Метод можна реалізувати влаштованими мікропроцесорами, в зовнішньому комп’ютері, при кожній новій атестації поправка легко обновлюється. Необхідні функціональні залежності легше реалізуються, ніж апаратним шляхом, наприклад – за допомогою підстроювального конденсатора змінної ємності.

В магістерській роботі розглядатиметься такий вольтметр.

В якості джерела змінної напруги в еталонах звичайно використовуються або вимірювальні генератори (при необхідності з підсилювачем), або спеціальні прецизійні джерела, що отримали назву мір (калібраторів) напруги.

Відтворення напруги здійснюватиметься методом термокомпарування. Цей спосіб використовується в національних еталонах більшості країн, в тому числі: Сполучених Штатах Америки, Німеччині, Росії, Голландії, Англії, Австрії, Швейцарії, Україні.

Найсуттєвішими джерелами похибок в еталонах термокомпараторного типу є наступні:

- похибка переходу від напруги постійного струму до напруги змінного струму, зумовлена фундаментальними термоелектричними явищами Томсона і Пельтьє, від яких створюється додаткове тепло, крім тепла Джоуля, яке визначається квадратом СКЗ напруги згідно формули ;

- частотна похибка, зумовлена наявністю реактивних складових опору, як в самих перетворювачах так і в додаткових резисторах, з’єднувальних елементах, перемикачах і т.п.;

- похибка, зумовлена різночасовим зрівнянням;

- похибка відтворення постійної напруги, яка використовується в якості одиниці СКЗ, що передається;

- сукупна похибка інших складових комплексу апаратури, за допомогою яких реалізується передача одиниці від постійної напруги до змінної.

Для реалізації автоматичної корекції похибок будемо використовувати мікропроцесор (МП). Застосування МП змінює не тільки структуру цифрової частини приладів. Значні обчислювальні можливості МП дозволяють використовувати більш складні алгоритми роботи. При цьому знижуються вимоги до аналогової частини вимірювального приладу і забезпечуються високі метрологічні та експлуатаційні характеристики.

Відмінними властивостями мікропроцесора (МП), які виділяються серед інших різновидів великих інтегральних схем (ВІС) , являються широкі функціональні можливості та універсальність їх застосування.

Використання МП дозволить вмістити в одному пристрої функції декількох вимірювальних приладів: цифрового вольтметра змінного струму, автоматичного потенціометра, диференціального компаратора напруги, вимірювача відношення напруги, вимірювача потужності, вимірювача нестабільності. Поєднання автоматичної корекції похибки з високолінійним цифро-аналоговим перетворювачем, який виконується на основі індуктивних подільників напруги, дозволить досягнути високих метрологічних характеристик. МП використовуватиметься як для виконання функцій управління і обробки вимірювальної інформації, так і для сервісних функцій.

Вимірювання здійснюватимуться або в два такти , або в три такти , або в три такти з усередненням. МП буде використовуватися як для управління АЦП і ЦАП, так і для отримання результуючого коду. Режими роботи приладу задаватимуться або оператором, або дистанційно від зовнішніх пристроїв. В різних режимах роботи передбачатиметься корекція або адитивної, або мультиплікативної похибки.

Метод корекції обирається або ітераційний, або за допомогою інтерполяційних формул.

Алгоритм мультиплікативної ітераційної корекції має переваги з точки зору швидкості сходження при малій адитивній похибці прямої ланки, порівняно з її мультиплікативною похибкою.

Якщо зворотна ланка має похибку дискретності, при чому кожне дискретне значення є абсолютно точним, то при будь-якому числі тактів ітерації абсолютне значення залишкової похибки не може бути менше добутку похибки дискретності зворотної ланки на мультиплікативну похибку прямої ланки для лінійних прямої і зворотної ланок.

Для реалізації ітеративної корекції двополярного термокомпарування необхідно отримати відкоректовані результати $y_1^+, y_2^+ \dots y_n^+$, вимірюванні при дії позитивної тестової величини.

Потім необхідно отримати відкоректовані результати $y_1^-, y_2^- \dots y_n^-$, при дії негативної тестової величини.

Значення вимірюваної напруги на кожному крокові ітерації отримуємо як середнє значення при дії позитивної і негативної тестових величин за формулами:

$$y_1 = 0,5(|y_1^+| + |y_1^-|)$$

$$y_2 = 0,5(|y_2^+| + |y_2^-|)$$

$$y_n = 0,5(|y_n^+| + |y_n^-|)$$

Кількість кроків ітерації може бути призначено за наслідками попередніх досліджень похибок прямої ланки, або адаптивно шляхом порівняння поруч розташованих результатів за умовою:

$$\frac{|y_n^+| - |y_{n-1}^+|}{|y_n^+|} < \delta,$$

Ітераційні алгоритми при високій роздільній здатності прямої ланки дозволяють звести похибку дискретності до величини другого порядку малості, тому що похибка скоректованого результату має основну складову, рівну добутку похибки дискретності зворотної ланки на мультиплікативну похибку прямої ланки.

При вимірюванні за ітераційними алгоритмами дисперсія результату вимірювань визначається різницею інтегральних вибірок одного й того ж випадкового процесу і при розлогій автокореляційній функції цього процесу суттєво менша за дисперсію безітераційної корекції.

Для пришвидшення сходження ітераційного процесу доцільно лінеаризувати пряму ланку і наблизити її коефіцієнт перетворення до одиниці.

Для реалізації корекції за допомогою інтерполяційних формул використовуємо наступне.

Вимірювання проводимо для позитивних і негативних напруг.

Результатом розрахунку буде :

$$u_{\square} = \frac{u^+ + |u^-|}{2},$$

Отримані результати вимірювань в складі системи в ручному режимі задавалися на калібратор і на мультиметр з метою створення таблиці даних для інтерполяційного алгоритму термокомпарування.

Цей режим придатний для перевірки калібраторів, перевірки вольтметрів, вимірювання напруги.

НЕОБХІДНА КІЛЬКІСТЬ ВИМІРЮВАНИХ ЗНАЧЕНЬ : $[u_x^{\square}]$

1. ТЕРС при дії змінної напруги $E^{\square}$;
2. Вхідна позитивна постійна напруга, яка створює приблизно таку саму ТЕРС як змішана напруга u^+ ;
3. ТЕРС E^+ , що відповідає u^+ .

Разом сім вимірювань.

Наступним кроком буде знаходження коефіцієнтів поліному за допомогою інтерполяційних формул.

Другий порядок поліноміальної моделі є достатнім, оскільки при цьому абсолютна похибка не перевищує 1 ppm у будь-якій точці робочого

діапазону. Таким чином виявляється достатнім отримати дані вимірювання за межами частотного діапазону лише в трьох точках.

Для знаходження коефіцієнтів поліному достатньо мати три пари значень вхідної і вихідної величини

Відносна частотна похибка y є функцією частоти f .

Дані вимірювань представляються таблицею.

Таблиця

f	f_1	f_2	f_3
y	y_1	y_2	y_3

Залежність $y(f)$ зображено в вигляді полінома другого порядку:

$$y(f) = a_0 + a_1 f + a_2 f^2.$$

В цій залежності невідомими є коефіцієнти полінома a_0, a_1, a_2 . Для їх знаходження складемо систему рівнянь на основі таблиці вимірювань:

$$a_0 + a_1 f_1 + a_2 f_1^2 = y_1$$

$$a_0 + a_1 f_2 + a_2 f_2^2 = y_2$$

$$a_0 + a_1 f_3 + a_2 f_3^2 = y_3$$

Матричне рівняння цієї системи має вигляд:

$$\begin{bmatrix} 1 & f_1 & f_1^2 \\ 1 & f_2 & f_2^2 \\ 1 & f_3 & f_3^2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix}$$

За правилом Крамера коефіцієнти a_0, a_1, a_2 є відношенням двох визначників.

Відносна похибка коефіцієнтів знаходиться за формулами:

$$\delta_{a_0} = \frac{\delta_{D_1} - \delta_{D_C}}{1 + \delta_{D_C}}, \delta_{a_1} = \frac{\delta_{D_2} - \delta_{D_C}}{1 + \delta_{D_C}}, \delta_{a_2} = \frac{\delta_{D_3} - \delta_{D_C}}{1 + \delta_{D_C}},$$

де $\delta_{D_1}, \delta_{D_2}, \delta_{D_3}, \delta_{D_C}$ є відносними похибками визначників D_1, D_2, D_3, D_C відповідно.

Як результат роботи прецизійний вольтметр напруги для вимірювання змінного струму з автоматичною корекцією похибок може бути змодельований в середовищі LabView.

На відміну від текстових мов, таких як C, Pascal і інші, де програми складаються у вигляді рядків тексту, в LABVIEW програми створюються у вигляді графічних діаграм, подібних до звичайних блок-схем. LABVIEW є відкритою системою програмування і має вбудовану підтримку всіх вживаних в даний час програмних інтерфейсів, таких як Win32 DLL, COM .NET, DDE, мережевих протоколів на базі IP, DataSocket і ін. До складу LABVIEW входять бібліотеки управління різними апаратними засобами і інтерфейсами, та-кими як PCI CompactPCI/PXI, VME, VXI, GPIB (КОП), PLC, VISA, системами технічного зору і ін. Програмні продукти, створені з використанням LABVIEW, можуть бути доповнені фрагментами,

розробленими на традиційних мовах програмування, наприклад C/C++, Pascal, Basic, FORTRAN.

Засобами LabView може бути створений віртуальний пристрій, за допомогою якого користувач зможе управляти прецизійним вольтметром.

Звичайно віртуальний пристрій складається з передньої панелі та блок-діаграми. Передня панель по суті є інтерфейсом користувача. На ній розміщені кнопки передачі та прийому даних від термостату, меню команд зв'язку з термостатом, блок налаштування комунікаційного порту, через який йде обмін інформацією між приладами, та область графіку. Дані перевіряються через кожну хвилину на оновлюються на графіку

Блок діаграма реалізує функціональні можливості віртуального пристрою. На ній розробляється структура системи: розміщуються цикли, змінні, зв'язки між об'єктами, які відображаються на передній панелі.

Тобто моделювання в LabVIEW дає можливість спростити та вдосконалити проектування даного прецизійного вольтметру.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Туз Ю. М. Структурные методы повышения точности измерительных устройств – Издательское объединение «Выща школа», 1976, 256 с.
2. Туз Ю. М., Забарный А. И., Белоусов Б. Н. и др. Автоматизация проектирования устройств измерительной техники – К.: Выща школа, Головное изд-во, 1988 – 288 с.
3. Телитченко Г.П., Швецов В.И. Анализ метрологического обеспечения средств измерения переменного напряжения. Главный метролог.– №5 – 2003. – С. 15–23.
4. Віноградова Н.А, Лістратов Я.І, Свірідов Є.В. Розробка прикладного про-грамного забезпечення в середовищі LabView – Москва, MEI, 2005. – 53 с.

РЕАЛІЗАЦІЯ ВИМІРЮВАЛЬНИХ ФУНКЦІЙ В СЕРЕДОВИЩІ РЕАЛЬНОГО ЧАСУ

Скиданов Е.В.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»

Одним із основних застосувань мікроконтролерів (МК) є системи збору інформації з великої кількості сенсорів із подальшою обробкою. Існує 2 основні способи збору інформації з сенсорів: використання переривань МК та послідовне опитування сенсорів. При великій кількості сенсорів перший спосіб не прийнятний через складність апаратної реалізації: при зміні інформації сенсор повинен видавати переривання, а МК повинен мати гарно розвинену систему зовнішніх переривань із великою кількістю входів – запитів переривання. Обрати недорогий МК, що відповідає усім вимогам дуже складно.

Залишається другий спосіб – послідовне опитування усіх сенсорів. При цьому ускладнюється програмне забезпечення, оскільки декілька задач повинні працювати паралельно. Тут на допомогу розробника приходять операційна система реального часу, що дозволяє легко реалізувати псевдопаралельний режим роботи МК. Використання операційної системи реального часу у вбудованих системах на основі МК дає значно спростити розробку програмного забезпечення.

В середовищі операційної системи реального часу розроблено мікропроцесорну систему для вимірювання частоти електричних сигналів. Вимірювальна інформація відображається на семисегментному індикаторі, а також передається до персонального комп'ютера через COM порт.

Інформаційно-вимірювальна система реалізована на базі мікроконтролера AT89S53 фірми ATMEL. Використовується метод вимірювання частоти перетворенням його у проміжок часу, який заповнюється квантуючими імпульсами з подальшим підрахунком кількості імпульсів та обчислення частоти сигналу. До складу системи входять обмежувач вхідного сигналу, семисегментний індикатор, перетворювач рівнів для зв'язку мікроконтролера з COM портом персонального комп'ютера.

Розроблено програмне забезпечення інформаційно-вимірювальної системи на основі операційної системи реального часу RTX-51 TINY у середовищі Keil. Реалізовано функції вимірювання частоти, виводу результату вимірювання на індикатор, обміну інформацією з персональним комп'ютером через COM порт.

Операційна система RTX-51 TINY підтримує перемикання між задачами, кількість яких обмежена 16. Кожна задача може перебувати у одному з п'яти станів: «видалена», «готова», «виконується», «очікує події»,

«переривання» та виконуватися певний встановлений проміжок часу. В розробленому електронному частотомірі використовується 7 задач – запуск контролера – запускає інші необхідні задачі, вимірювання частоти – підраховує кількість імпульсів та обробляє виміряну інформацію, індикація – вивід результату на семисегментний індикатор, опитування клавіатури – опитування кнопок керування та настройки, автоматичний запуск вимірювання частоти – при необхідності автоматично запускає вимірювання частоти через встановлений проміжок часу (якщо опція не встановлена, задача знаходиться у стані «видалена», передача результату через СОМ порт – передає результат вимірювання через СОМ порт, якщо опція встановлена, опитування СОМ порту – опитує СОМ порт на прихід управляючих символів. Кожна із задач може перебувати у різних станах.

Використання операційної системи реального часу значно спрощує розробку багатозадачних мікропроцесорних систем.

УДК 681.327.8

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ РЕЧЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ С ПОМОЩЬЮ АКУСТИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ

Сухая И.Ю., Буров В.А.

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт»

Киев, Украина

tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Особую ценность представляет информация, передаваемая устно. Это объясняется рядом специфических особенностей, свойственной только речи. Устно часто сообщают сведения, которые не могут быть доверены техническим средствам передачи. Информация, полученная в момент ее озвучивания, является самой оперативной. Живая речь, несущая эмоциональную окраску личностного отношения к сообщению, позволяет составить психологический портрет человека. Кроме того, современные методы дают возможность однозначно идентифицировать личность говорящего.

Способов защиты речевой информации и технических средств, реализующих эти способы, существует достаточно много и они постоянно совершенствуются, т.к. по мере развития научно-технической мысли у нападающей стороны появляются все более изощренные технические средства, позволяющие не только улучшить количественные характеристики известных технических каналов утечки информации, но и создавать новые каналы.

Наиболее надежным направлением противодействия несанкционированному получению речевой информации является препятствование звукозаписи переговоров или ее ретрансляции из помещения путем создания шумовой акустической помехи, обеспечивающей скрывание информативного сигнала, при этом соотношение величина шумового сигнала/величина информативного сигнала должны обеспечивать надежное скрывание информативного сигнала или снижение его разборчивости до достаточных пределов.

Для защиты информации от утечки применяются пассивный, активный и комбинированный методы. Пассивная защита заключается в снижении уровней излучения до величин, соизмеримых с естественными шумами, с помощью специальной элементной базы и конструктивной доработки техники, обрабатывающей конфиденциальную информацию. Пассивные методы защиты информации, как правило, реализуется при строительстве или реконструкции зданий на этапе разработки проектных решений, что позволяет заранее учесть типы строительных конструкций, способы прокладки коммуникаций, оптимальные места размещения выделенных помещений.

Активные методы защиты заключаются в создании маскирующих акустических и вибрационных помех, то есть использованием виброакустической маскировки информационных сигналов. Акустическая маскировка эффективно используется для защиты речевой информации от утечки по всем каналам утечки, а виброакустическая - по виброакустическому и оптико-электронному каналам. Для формирования виброакустических помех применяются специальные генераторы на основе электровакуумных, газоразрядных и полупроводниковых радиоэлементов. На практике наиболее широкое применение нашли генераторы шумовых колебаний. Наиболее часто из шумовых используются следующие виды помех:

- "белый" шум (шум с постоянной спектральной плотностью в речевом диапазоне частот);
- "розовый" шум (шум с тенденцией спада спектральной плотности 3 дБ на октаву в сторону высоких частот);
- шум с тенденцией спада спектральной плотности 6 дБ на октаву в сторону высоких частот;
- шумовая "речеподобная" помеха (шум с огибающей амплитудного спектра, подобной речевому сигналу).

В системах акустической и виброакустической маскировки, как правило, используются помехи типа «белого» и «розового» шумов.

«Речеподобные» помехи формируются (синтезируются) из речевых сигналов. При этом возможно формирование помехи, как из скрываемого сигнала, так и из некоррелированных со скрываемым сигналом речевых фрагментов (отрезков). Характерным представителем помех, формируемых из речевых фрагментов, некоррелированных со скрываемым сигналом, является помеха типа «речевой хор». Такая помеха формируется путем смешения фрагментов речи нескольких человек (дикторов). Среди помех, формируемых из скрываемого сигнала, можно выделить два типа: «речеподобную» ревербационную и «речеподобную» инверсионную. «Речеподобная» ревербационная помеха формируется из фрагментов скрываемого речевого сигнала путем многократного их наложения с различными уровнями. «Речеподобная» инверсионная помеха формируется из скрываемого речевого сигнала путем сложной инверсии его спектра.

Комбинированные помехи формируются путем смешения различного вида помех, например помех типа "речевой хор" и "белый" шум, "речеподобных" ревербационной и инверсионной помех и т.п.

Комбинированная защита - это снижение уровней излучения до заданных значений с одновременным использованием и пассивной, и активной защиты.

Наиболее эффективными являются помехи типа "розовый" шум и шумовая "речеподобная" помеха. При их использовании для скрытия смыслового содержания ведущегося разговора ($W = 0,4$) необходимо обеспечить превышение уровня помех над уровнем скрываемого сигнала в

точке возможного размещения датчика средства акустической разведки на 4,9...5,0 дБ, а для скрытия тематики разговора ($W = 0,2$) – на 8,8...9,0 дБ.

Помеха типа "белого" шума по сравнению с помехами типа "розовый" шум и шумовая "речеподобная" обладает несколько худшими маскирующими свойствами, проигрывая по энергетике 0,8...1,2 дБ.

Значительно более низкими маскирующими свойствами обладает шумовая помеха со спадом спектральной плотности 6 дБ на октаву в сторону высоких частот. По сравнению с помехами типа "розовый" шум и шумовая "речеподобная" она проигрывает по энергетике 4,1...4,2 дБ, а при равной мощности приводит к повышению разборчивости более чем в полтора раза.

"Речеподобная" помеха типа "речевой хор", сформированная из "незашумленных" фрагментов речи различных дикторов при примерном равенстве уровней громкости, обладает низкими маскирующими свойствами, соизмеримыми с маскирующими свойствами "белого" шума.

Шумовая "речеподобная" помеха по сравнению с "белым" шумом при равной энергетике обеспечивает относительное снижение разборчивости речи на 15...30 %.

Комбинированная "речеподобная" помеха, содержащая "зашумленную" смесь речевых сигналов и музыкальных фрагментов при доминировании одного из них, обладает существенно лучшими маскирующими свойствами по сравнению с шумовой "речеподобной" помехой. Она при равной энергетике приводит к относительному снижению разборчивости речи на 25...40 %.

"Речеподобная" ревербационная помеха является наиболее эффективной из исследуемых помех. По сравнению с "белым" шумом она обеспечивает энергетический выигрыш более чем на 5 дБ.

Поэтому для моделирования модели „шумовой ванны” будем использовать преимущества самих эффективных помех. Модель “Шумовой ванны” включает два или более уникальных канала, излучаемых в пространство в области зоны защиты. Каждый канал состоит из двух частей: сдвигающиеся варианты розового шума и множество голосовых, вокальных или других шумовых сигналов.

Розовый шум отличен от белого тем, что излучаемые мощности спектральной плотности не равна между всеми частотами, а выше в более низких частотах. Это происходит по той причине, что низкие частоты распространяются более эффективно. Шумовая ванны использует сдвигающиеся варианты розового шума, где сигналы на разных частотах постоянно изменяют амплитуды относительно друг друга. Это делает применение фильтрации невозможным, поскольку фильтры должны были бы сдвигаться в соответствии с изменениями вариантов розового шума, а это изменения непредсказуемы и случайны.

Вторая часть модели шумовой ванны включает голосовой, вокальный или другие сигналы. Голосовые сигналы представляют собой человеческую речь. Причем наилучшими свойствами обладает речеподобный шум, сформированный тем же голосом, что и информативный сигнал. Вокальные

сигналы звучат как человеческая речь, но они могут или не могут быть разборчивыми. Звуки могут быть натуральными или синтезированными. Каждый канал модели шумовой ванны включает смесь от 4 до 8 таких голосовых/вокальных каналов.

Использование сигнала, похожего на защищаемый создает большую степень диверсии и ввода в заблуждение. Если постоянно изменяющееся количество таких сигналов еще и изменяется в отношении разборчивости/неразборчивости, ушно-мозговой аппарат будет постоянно анализировать полный поток входящей информации, отыскивая смысловые элементы, отвлекаться от защищаемого сигнала и ввода в заблуждение. Это приводит к одному из преимуществ шумовой ванны: пользователи, зная, что в маскирующем сигнале нет для них никакой интересной информации, быстро отсекают маскирующий сигнал от восприятия, в то время как нежелательные подслушивающие тратят усилия на анализ всего потока звуковой информации. На протяжении короткого периода это вызывает усталость и беспокойство, что является хорошо известными симптомами сильной перегрузки воспринимающего аппарата.

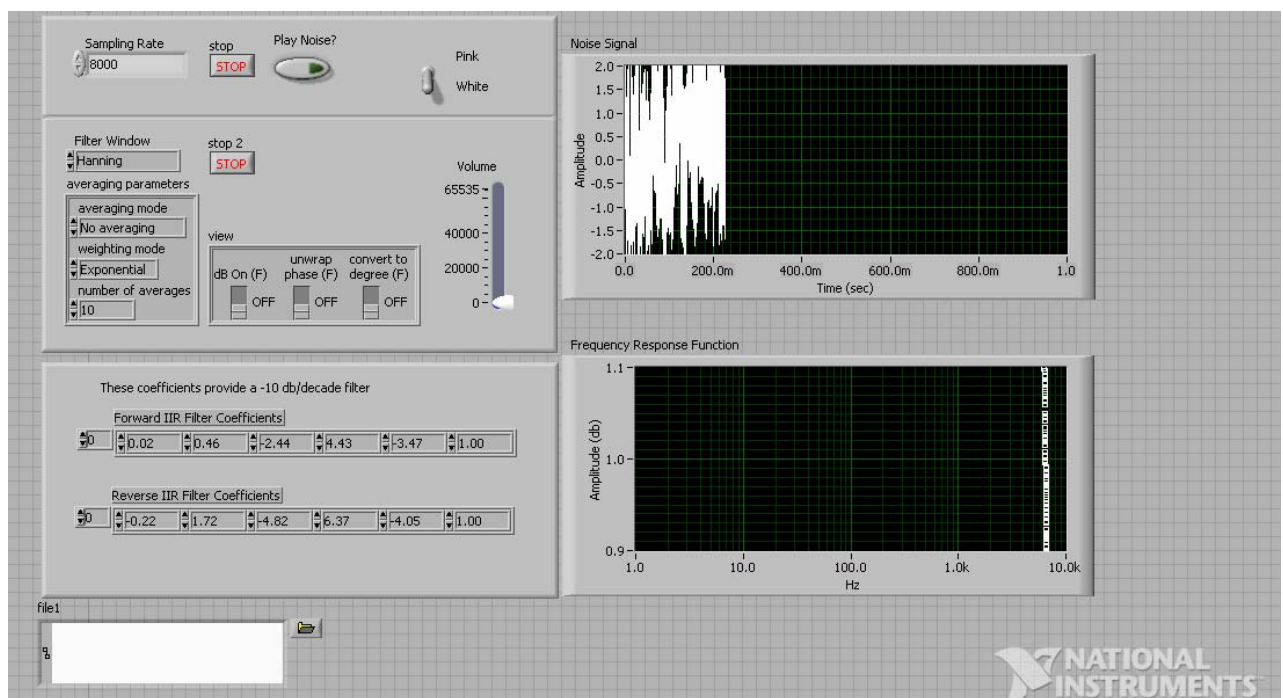


Рис. 1. Интерфейс программы «Шумовая ванна» в среде LabView

Таким образом, каждый канал шумовой ванны является смесью из вариантов сдвигающегося розового шума и от 4 до 8 голосовых/вокальных сигналов. Если четыре канала шумовой ванны излучаются в пространство, подслушивающий должен будет бороться с 4 вариантами розового шума, независимых друг от друга и с от 16 до 32 голосовых/вокальных сигналов, каждый из которых смешивается после излучения с защищаемым голосом. Больше каналов могут предложить большую защиту. К тому же, вторая часть

модели шумовой ванны может быть переработана под конкретные голоса, что бы повысить их степень защиты.

Список литературы:

1. Железняк В. К., Макаров Ю. К., Хорев А. А. Некоторые методические подходы к оценке эффективности защиты речевой информации/Специальная техника. - М.: 2000, № 4.
2. Макаров Ю. К., Хорев А. А. К оценке эффективности защиты акустической (речевой) информации/Специальная техника. - М.: 2000, №5.
3. Бортников А. Н., Губин С. В., Комаров И. В., Майоров В. И. Способы и средства защиты речевой информации и контроля их эффективности/Информация и безопасность. - Воронеж:,1999, № 4.
4. Бортников А. Н., Богаев А. С., Герасименко В. Г., Губин С. В., Комаров И. В. Пути повышения эффективности защиты речевой информации/Вопросы защиты информации. - М.: 2000, № 4.
5. В. К. Железняк Защита информации от утечки по техническим каналам: учебное пособие ГУАП. – СПб., 2006. – 188 с.
6. www.bnti.ru
7. <http://kiev-security.org.ua>

УДК 621.317.725

ПРЕЦИЗИЙНИЙ ВОЛЬТМЕТР ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ НАПРУГИ ЗМІННОГО СТРУМУ НА ОСНОВІ АЛГОРИТМУ ІТЕРАЦІЙНОЇ АДИТИВНОЇ КОРЕКЦІЇ

Туз Ю.М., Тимошук М.С., Хляпов А.О.
marfafa@ukr.net

Зростання точності приладів широкого вжитку, які потребують повірки, метрологічної атестації і сертифікації, приводить до необхідності створення зразкових засобів вимірювальної техніки. Такі засоби вимірювальної техніки як: вольтметри, калібратори, генератори змінного струму тощо, періодично необхідно повірять напругою змінного струму

Для прецизійних вимірювань, де похибки не повинні перевищувати тисячні або соті долі відсотка, необхідно знаходити технологічні і структурно-алгоритмічні методи мінімізації похибок

Тому, було запропоновано удосконалити автоматизовану систему прецизійного вимірювання напруги змінного струму для діапазону частот від 10Гц до 100 МГц на основі ітераційного адитивного алгоритму підвищення точності вимірювань.

Зважаючи на те, що напруга змінного струму не може бути виміряна безпосередньо, на відміну від інших фізичних величин, було вирішено визначати її за методом компарування теплових енергій (потужностей) при дії на ТП вимірюваної змінної або відомої постійної напруги. Метод забезпечує єдність одиниць напруги, току, потужності при різній довжині хвиль, забезпечуючи їх зв'язок з тими ж одиницями на постійному струмі. СКЗ напруги визначається з необхідною точністю по значенню постійної напруги, яке передається від джерел, заснованих на базі ефекту Джозефсона.

Цей спосіб використовується в національних еталонах більшості країн, в тому числі: Сполучених Штатах Америки, Німеччині, Росії, Голландії, Англії, Австрії, Швейцарії, Україні.

Між національними еталонами, заснованими на термокомпаруванні постійної і змінної напруг не існує принципової різниці і сумнівів в тому, що відтворюється середньо квадратичне значення змінної напруги, спираючись на значення постійної напруги. Відмінність національних еталонів різних країн полягає в обґрунтуванні похибок відтворення СКЗ змінної напруги.

При перетворенні приросту температури в ЕРС корисною складовою є складова тепла Джоуля. Саме рівність тепла Джоуля на напрузі змінного струму і постійного струму відповідає рівності середньо квадратичних значень напруги змінного і постійного струмів. Ідеальна модель ПНТЕ повинна описуватись залежністю:

$$E = K_u U^2. \quad (1)$$

З цього розгляду макромодель ПНТЕ може бути представлена трьома основними залежностями, в яких враховується відхилення від ідеальної.

Адитивна модель відрізняється від ідеальної на функцію $\varphi(u)$:

$$E = K_u U^2 + \varphi(u). \quad (2)$$

Мультиплікативна модель відрізняється від ідеальної тим, що коефіцієнт перетворення $K_u(U)$ залежить від напруги:

$$E = K_u(u) U^2. \quad (3)$$

Ступенева модель передбачає відхилення показника ступеня від 2:

$$E = K_u U^{\nu(u)}. \quad (4)$$

Всі ці моделі мають право на існування.

Ми використовуємо метод термокомпарування з пошуком еквівалентної напруги постійного струму та ітераційну багатокрокову корекцію похибок.

Для реалізації був обраний ітераційний алгоритм адитивної корекції вимірювання. Структурна схема зображена на рисунку 1 є класичною схемою реалізації ітераційного алгоритму адитивної або мультиплікативної ітераційної корекції, спрощений варіант якої показаний на рисунку 2.

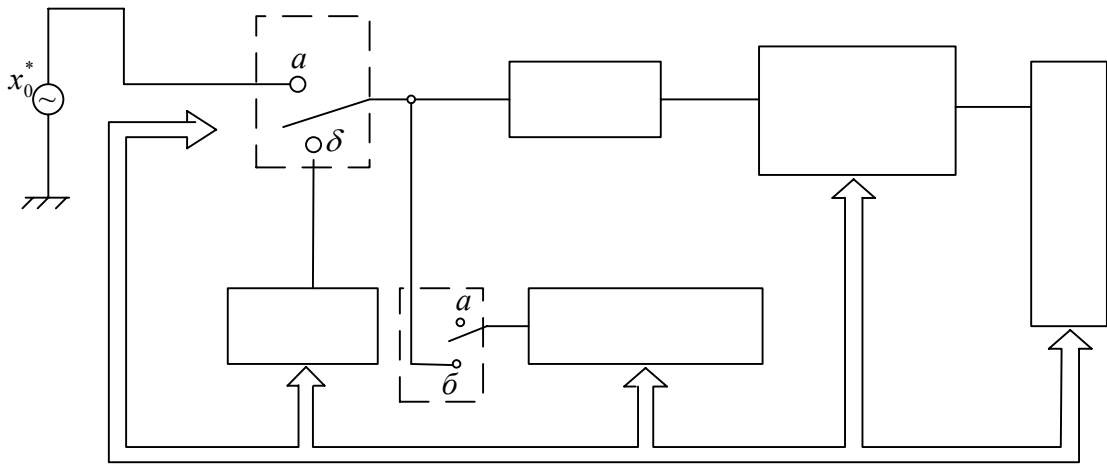


Рисунок 1– Структурна схема базового комплексу вимірювача напруги змінного струму за ітераційним алгоритмом.

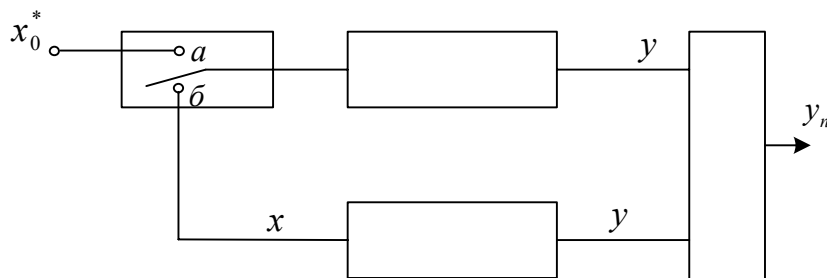


Рисунок 2 – Спрощена структурна схема пристрою, в якому реалізуються алгоритми ітераційної корекції.

Пряма ланка має функцію перетворення:

$$y = \varphi(x) \quad (5)$$

Зворотна ланка має функцію перетворення:

$$x = f(y). \quad (6)$$

Згідно з ітераційним адитивним алгоритмом корекції вимірювана аналогова напруга змінного струму перетворюється прямою ланкою системи в цифровий код, який запам'ятовується і переноситься у зворотну ланку, що створює тестову величину, еквівалентну за інформативним параметром вимірюваній змінній напрузі. Ця тестова величина перетворюється прямою ланкою в код

Для адитивної корекції перший скоректований результат дорівнює:

$$y_1 = y_0 + y_0 - F(y_0) \quad (7)$$

n -й скоректований результат дорівнює:

$$y_n = y_0 + y_{n-1} - F(y_{n-1}). \quad (8)$$

Де y_0 - код вимірюваної змінної напруги прямою ланкою

$F(y_{n-1})$, $F(y_0)$ - коди результату перетворення y_0 і y_{n-1} зворотною і прямою ланками відповідної

Для пришвидшення сходження ітераційного процесу доцільно лінеалізувати пряму ланку і наблизити її коефіцієнт перетворення до одиниці.

Особливостями структурної схеми, приведеної на рисунку 1, є:

- Структурна схема розрахована на досягнення найвищої точності еталонного рівня;

- Структурна схема не є окремим приладом, а є системою, що складається з аналогового термоелектричного перетворювача, та окремих приладів найвищої точності, керованих персональним комп'ютером.

- Пряма ланка перетворює аналогову вхідну величину в аналогову вихідну величину через проміжну цифрову обробку. Для реалізації алгоритмів корекції в цифровій формі аналогова вихідна величина прямої ланки перетворюється в код шляхом вимірювання її цифровим мультиметром найвищої точності.

- Зворотна ланка - калібратор обмеженої розрядності разом з мультиметром більшої розрядності і більшої точності ніж калібратор.

- Зворотна ланка має своїм призначенням створювати тестову величину для подачі її та вхід прямої ланки. В якості тестової величини береться вихідний сигнал калібратора, а його код створюється в наслідок вимірювання мультиметром. Це дещо не звичне поняття зворотної ланки. Але для реалізації корекції важливо знати цифровий еквівалент тестової величини і є не принциповим використовується перетворення кода в аналогову величину, чи аналогової величини в код.

Тому в схемі на рисунку 1 калібратор Н4-7 виконує подвійну функцію. Він є кінцевим блоком прямої ланки, що є перетворювачем аналог-аналог і початковим елементом зворотної ланки, вихідний аналоговий сигнал якої вимірюється мультиметром, що створює код тестової величини.

Вимірювання вихідної напруги калібратора мультиметром виконується з огляду на те, що похибки зворотної ланки входять в кінцевий результат з коефіцієнтом впливу (-1), тому для забезпечення найвищої точності передбачено вимірювання вихідної напруги калібратора більш точним

приладом. Причому мультиметр може застосовуватись як на змінному струмі так і на постійному, для вимірювання позитивного і негативного значення повільного меандра, який буде генерувати калібратор.

При термокомпаруванні передбачається почергове підключення до ЕПНТЕ змінної напруги, позитивної постійної, негативної постійної.

Термоелектричний перетворювач має специфічну похибку, зумовлену явищами Томсона і Пельтьє, яка полягає в тому, що значення вихідної ТЕРС залежить від напрямку струму через нагрівач при однакових його абсолютних значеннях. Тобто, якщо прикладені до ЕПНТЕ напруги рівні $|U^+| = |U^-|$, то це не означає, що відповідні ТЕРС також будуть рівні, тобто $E^+ \neq E^-$. Тому при точних вимірюваннях окремо вимірюється напруга позитивна U^+ і напруга негативна U^- , які створюють однакову ТЕРС $E^+ = E^-$ і за значення постійної напруги еквівалентної змінної беремо середнє значення $U \approx 0,5(|U^+| + |U^-|) = U^-$

Для реалізації ітеративної корекції двополярного термокомпарування необхідно отримати відкоректовані результати $y_1^+, y_2^+ \dots y_n^+$, вимірюванні при дії позитивної тестової величини.

Потім необхідно отримати відкоректовані результати $y_1^-, y_2^- \dots y_n^-$, при дії негативної тестової величини.

Значення вимірюваної напруги на кожному крокові ітерації отримуємо як середнє значення при дії позитивної і негативної тестових величин за формулами:

$$\begin{aligned} y_1 &= 0,5(|y_1^+| + |y_1^-|) \\ y_2 &= 0,5(|y_2^+| + |y_2^-|) \\ &\dots\dots\dots \\ y_n &= 0,5(|y_n^+| + |y_n^-|) \end{aligned} \quad (9)$$

Кількість кроків ітерації може бути призначено за наслідками попередніх досліджень похибок прямої ланки, або адаптивно шляхом порівняння поруч розташованих результатів за умовою:

$$\frac{|y_n^+| - |y_{n-1}^+|}{|y_n^+|} < \delta, \quad (10)$$

$$\frac{|y_n^-| - |y_{n-1}^-|}{|y_n^-|} < \delta, \quad (11)$$

$$\delta < 10\text{ppm}.$$

При обмеженій кількості тактів корекції залишкова похибка є величиною $n+1$ порядку малості, що є дуже високим результатом підвищення точності

Алгоритм адитивної ітераційної корекції має переваги з точки зору швидкості сходження при малій мультиплікативній похибці прямої ланки, порівняно з її адитивною похибкою

Виходячи з усього вище зазначеного, планується розробити програмне забезпечення для автоматизованої системи за допомогою середовища LabView для реалізації адитивного ітераційного алгоритму корекції похибок

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Туз Ю. М. «Структурные методы повышения точности измерительных устройств» – Издательское объединение «Вища школа», 1976, 256 с.
2. Туз Ю. М., Забарный А. И., Белоусов Б. Н. и др. «Автоматизация проектирования устройств измерительной техники» – К.: Вища школа, Головне изд-во, 1988 – 288 с.
3. М.Л. Гуревич. Комплект широкополосных вимірювальних перетворювачів напруги В9-25. Стаття. «Радиоизмерения и электроника», Научно-технический и рекламно-коммерческий периодический журнал ФГУП НИИПИ «Кварц», Выпуск №12, 2006, с.6-12.

УДК 681.3.07

«ГЕНЕРАЦИЯ СЛУЧАЙНОЙ ВЕЛИЧИНЫ С ПРОИЗВОЛЬНЫМ ЗАКОНОМ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ В ЗАДАЧАХ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ»

Трохимец Сергей Анатольевич
НТУУ «КПИ»

В результате экспериментальных исследований некоторого объекта получена гистограмма (рис.1) отображающая закон распределения одного из случайных параметров.

Часто возникает задача построения компьютерной модели, генерирующей случайные значения такого параметра.

Нормируем гистограмму и получаем ступенчатое приближение плотности вероятностей изучаемой величины (рис.2).

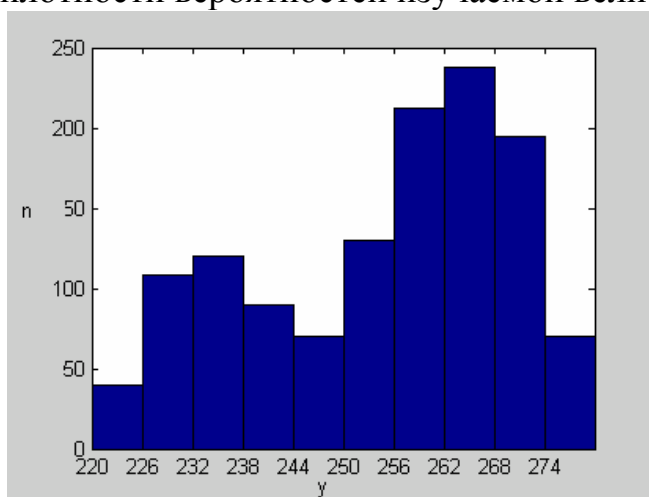


Рис.1 Экспериментально полученный закон распределения

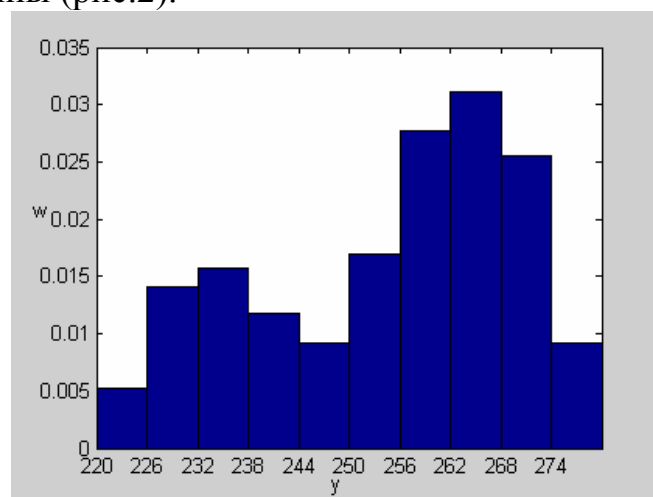


Рис.2 Нормированная гистограмма

Проинтегрируем плотность вероятностей и получим функцию распределения случайной величины (рис.3).

$$F_{\xi}(y) = \int_{-\infty}^y w_{\xi}(s) ds; \quad 0 \leq F_{\xi}(y) \leq 1$$

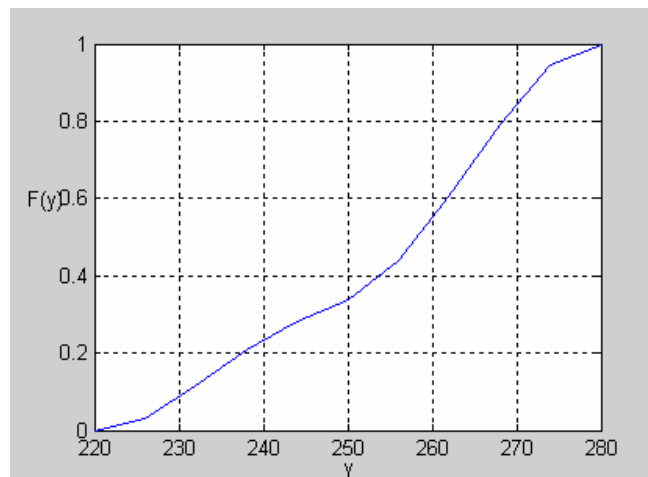


Рис.3. Функция распределения $F(y)$

Значение моделируемой случайной величины получается отображением случайной точки на оси $F(y)$ на ось y .

В работе исследуется качество такого процесса моделирования на различных формах распределения.

УДК 621.317

ВИМІРЮВАЧ НАПРУГИ ЗМІННОГО СТРУМУ ПІДВИЩЕНОЇ ТОЧНОСТІ НА ОСНОВІ АЛГОРИТМУ ІТЕРАЦІЙНОЇ КОРЕКЦІЇ.

Ю.М. Туз, А.О. Хляпов

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
Київ, Україна
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Вступ

Науково-технічний прогрес неможливий без постійного удосконалення системи вимірювань, контролю та випробувань при розробці, виробництві та експлуатації продукції, для чого потрібне забезпечення єдності та відповідної точності вимірювань в державі.- повній автоматизації процесу вимірювань та корекції похибок.

Єдність вимірювань базується на системі державних та первинних еталонів, які забезпечують відтворення певної фізичної величини та передавання розміру її одиниці робочим та/або вихідним еталонам, від яких розмір одиниці цієї величини передається до робочих засобів вимірювання.

Найважливіший діапазон для радіотехнічних пристроїв на частотах 1 МГц -30 МГц при рівнях напруги до 30 В взагалі не забезпечується державними еталонами України, а здійснюється, до того ж не в повному обсязі, високовартісними звіряннями в Російській Федерації. Крім того, державний еталон України періодично калібрується у Німеччині.

Робота виконується в інтересах широкого кола споживачів і відповідає завданню створення найсучасніших технічних засобів для забезпечення єдності та точності вимірювань одиниці електричної напруги змінного струму.

Постановка завдання

В багатьох Національних Метрологічних Інститутах (НМІ) в основу відтворення одиниці напруги змінного струму покладено процес її порівняння з відомим значенням напруги постійного струму. Найбільш поширеним в світі є спосіб порівняння теплових ефектів напруг на змінному і постійному струмах. Цей спосіб отримав назву термокомпарування і використовується в національних еталонах таких країн, як Сполучені Штати Америки, Німеччина, Росія, Голландія, Англія, Австрія, Швейцарія, Україна. Автори поставили за мету створити самодостатню автоматизовану систему, що не потребує калібрування від інших еталонів напруги змінного струму. В статті надаються деякі матеріали щодо розробки теорії і практики побудови

вимірювача напруги змінного струму підвищеної точності на основі алгоритму ітераційної корекції.

Опис системи

Система складається з комплексу апаратури, об'єднаної інтерфейсом реального часу відповідно до міжнародного стандарту IEEE 488, і містить вольтметр, калібратор та ПК з встановленою платою АЦП-ЦАП та набором ЕПНТЕ

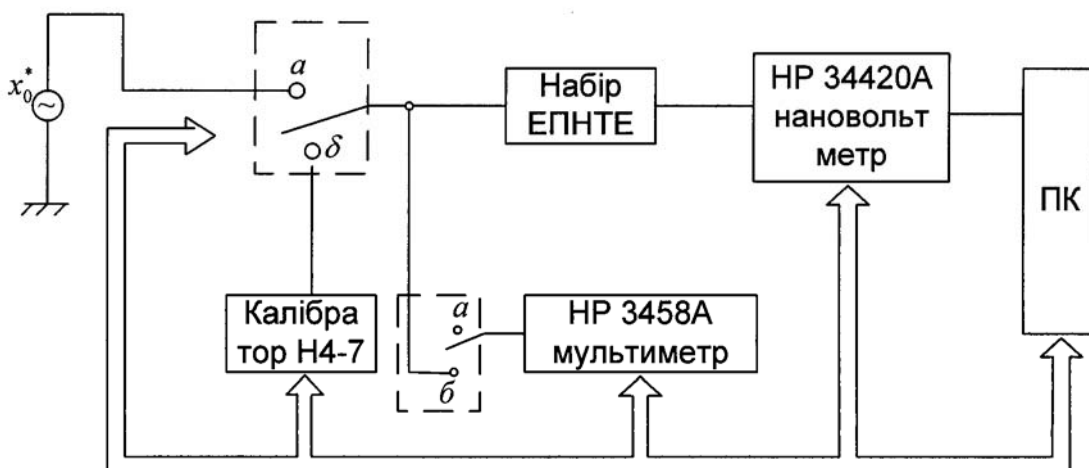


Рис. 1 Структурна схема базового комплексу вимірювача напруги змінного струму за ітераційним алгоритмом.

Структурна схема мал.1 є класичною схемою реалізації ітераційного алгоритму адитивної або мультиплікативної ітераційної корекції.

Спрощений варіант якої має вигляд:

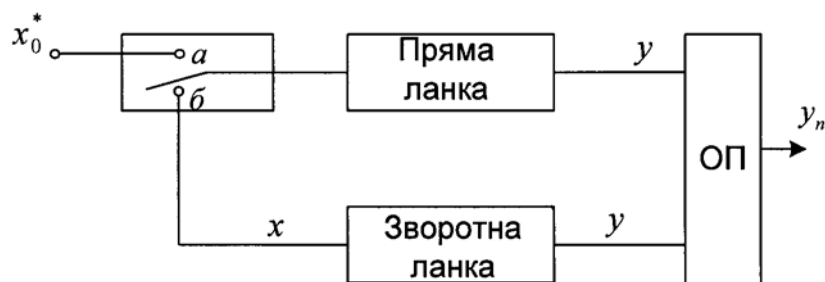


Рис.2 Спрощена структурна схема пристрою, в якому реалізуються алгоритми ітераційної корекції

Пряма ланка має функцію перетворення

$$y = \varphi(x)$$

Зворотня ланка має функцію перетворення

$$x = f(y)$$

В перший такт вимірювання перемикач знаходиться в положенні “а” і на виході прямої ланки отримуємо результат

$$y_0 = \varphi(x_0^*)$$

де x_0^* - значення вимірюваної величини.

Результат y_0 запам'ятовується і переноситься в зворотню ланку, на виході якої отримуємо значення тестової величини x_0

$$X_0 = f(y_0)$$

Після цього перемикач переводиться в положення «б» і значення тестової величини X_0 вимірюється прямою ланкою, на виході якої отримуємо проміжний результат

$$y_0' = \varphi(x_0) = \varphi[f(y_0)] = F(y_0)$$

Для адитивної корекції перший скоректований результат дорівнює

$$y_1 = y_0 + y_0' - F(y_0)$$

n -й скоректований результат дорівнює

$$y_n = y_0 + y_{n-1}' - F(y_{n-1})$$

Для алгоритму мультиплікативної ітераційної корекції перший скоректований результат дорівнює

$$y_1 = y_0 \frac{y_0'}{F(y_0)}$$

n -й скоректований результат дорівнює

$$y_n = y_0 \frac{y_{n-1}'}{F(y_{n-1})}$$

- Само собою зрозуміло, що похибка зворотної ланки входить повністю в результат вимірювання зі зворотним знаком. Алгоритм адитивної ітераційної корекції має переваги з точки зору швидкості сходження при малій мультиплікативній похибці прямої ланки, порівняно з її адитивною похибкою.
- Алгоритм мультиплікативної ітераційної корекції має переваги з точки зору швидкості сходження при малій адитивній похибці прямої ланки, порівняно з її мультиплікативною похибкою.

- Якщо зворотна ланка має похибку дискретності, при чому кожне дискретне значення є абсолютно точним, то при будь-якому числі тактів ітерації абсолютне значення залишкової похибки не може бути менше добутку похибки дискретності зворотної ланки на мультиплікативну похибку прямої ланки для лінійних прямої і зворотної ланок.

Особливості структурної схеми рис. 1.

- Структурна схема рис.1 розрахована на досягнення найвищої точності еталонного рівня
- Структурна схема рис.1 не є окремим приладом, а є системою, що складається з аналогового термоелектричного перетворювача, та окремих приладів найвищої точності, керованих персональним комп'ютером.

Пряма ланка перетворює аналогову вхідну величину в аналогову вихідну величину через проміжну цифрову обробку. Для реалізації алгоритмів корекції в цифровій формі аналогова вихідна величина прямої ланки перетворюється в код шляхом вимірювання її цифровим мультиметром найвищої точності.

- Зворотна ланка є калібратор обмеженої розрядності разом з мультиметром більшої розрядності і більшої точності ніж калібратор.

Зворотна ланка має своїм призначенням створювати тестову величину для подачі її та вхід прямої ланки. В якості тестової величини береться вихідний сигнал калібратора, а його код створюється в наслідок вимірювання мультиметром. Це дещо не звичне поняття зворотної ланки. Але для реалізації корекції важливо знати цифровий еквівалент тестової величини і є не принциповим використовується перетворення кода в аналогову величину, чи аналогової величини в код.

Тому в схемі рис.1 калібратор Н4-7 виконує подвійну функцію. Він є кінцевим блоком прямої ланки, що є перетворювачем аналог-аналог і початковим елементом зворотної ланки, вихідний аналоговий сигнал якої вимірюється мультиметром, що створює код тестової величини.

Вимірювання вихідної напруги калібратора мультиметром виконується з огляду на те, що похибки зворотної ланки входять в кінцевий результат з коефіцієнтом впливу -1, тому для забезпечення найвищої точності передбачено вимірювання вихідної напруги калібратора більш точним приладом. Причому мультиметр може застосовуватись як на змінному струмові так і на постійному, для вимірювання позитивного і негативного значення повільного меандра, який буде генерувати калібратор.

- Частотна похибка еталонних ПНТЕ повинна бути врахована.

- Похибка ac/dc переходу еталонних ПНТЕ повинна бути врахована.
- Для пришвидшення сходження ітераційного процесу повинна бути застосована аналогова, або цифрова лінеаризація характеристик ЕПНТЕ.
- Для зменшення (виключення) похибки вхідного комутатора напруги (низькочастотну, або повільний меандр слід вимірювати безпосередньо на вході ЕПНТЕ. В цьому випадку вимірювана змінна напруга також буде відповідати напрузі на вході ЕПНТЕ.
- Термоелектричний перетворювач має специфічну похибку, зумовлену явищами Томсона і Пельтьє, яка полягає в тому, що значення вихідної ТЕРС залежить від напрямку струму через нагрівач при однакових його абсолютних значеннях.
- Для реалізації ітеративної корекції двополярного термокомпарування необхідно отримати відкоректовані результати $y_1^+, y_2^+ \dots y_n^+$, вимірюванні при дії позитивної тестової величини.

Потім необхідно отримати відкоректовані результати $y_1^-, y_2^- \dots y_n^-$, при дії негативної тестової величини.

Значення вимірюваної напруги на кожному крокові ітерації отримуємо, як середнє значення при дії позитивної і негативної тестових величин за формулами

$$y_1 = 0.5(|y_1^+| + |y_1^-|)$$

$$y_2 = 0.5(|y_2^+| + |y_2^-|)$$

.....

$$y_n = 0.5(|y_n^+| + |y_n^-|)$$

Кількість кроків ітерації може бути призначено за наслідками попередніх досліджень похибок прямої ланки, або адаптивно шляхом порівняння поруч розташованих результатів за умовою

$$\frac{|y_n^+| - |y_{n-1}^+|}{|y_n^+|} < \delta \quad \frac{|y_n^-| - |y_{n-1}^-|}{|y_n^-|} < \delta$$

$$\delta < 10 \text{ ppm}$$

Автоматизація всього процесу, налаштування приладів, збір та обробка даних буде реалізовано за допомогою програмного пакету NI LabView, який ідеально піходить для роботи з використаною платою АЦП-ЦАП від National Instruments.

Список використаної літератури

1. Туз Ю.М. Структурные методы повышения точности измерительных устройств «Вища школа», 1976, 256 с. к.

2. Туз Ю.М., Добролюбова М.В. Дослідження стабільності деяких прецизійних джерел напруги // Наукові вісті НТУУ "КПІ".-2003.-#5.
3. Туз Ю.М., Літвіх В.В., Добролюбова М.В., Рахмаїлов О.В. Дослідження стабільності компонентів комплекту апаратури відтворення одиниці напруги змінного струму // Український метрологічний журнал — Харків, 2004.- #1.

**ВИЗНАЧЕННЯ СТРУКТУРИ Й ОСОБЛИВОСТЕЙ
ІНФОРМАЦІЙНИХ НАНОТЕХНОЛОГІЙ ОБРОБКИ
ІНФОРМАЦІЇ ПРИ СТВОРЕННІ
АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ НАУКОВИХ
ДОСЛІДЖЕНЬ ТА НАВЧАЮЧИХ СИСТЕМ**

М.І. Ходаковський

Ін-ту кібернетики ім. В.М. Глушкова НАН України, г. Київ, Україна,
e-mail: d220@meta.ua.

Структура й функціонування інформаційних нанотехнологій - технологій обробки інформації в системах природного інтелекту (ПІ) на основі роботи і організації специфічної молекулярної пам'яті [1] викликає значний інтерес у зв'язку з необхідністю створення навчальних систем для освіти та побудови систем для автоматизації наукових досліджень (САНД) . Систему обробки інформації суб'єкта досліджень можна розглядати як сильно розгалужену ієрархічну структуру, в якій у великій мірі використовуються підходи до обробки інформації, отримані розробниками для онтологічних і мультиагентних систем.

Постановка задачі. Для дослідження системи обробки інформації дослідника вивчаються можливі шляхи знаходження загальних принципів роботи систем на основі знань у структурах штучного інтелекту (ШІ) та ПІ. Потім, на основі знайдених закономірностей глибини подібності й розбіжностей у роботі цих структур, визначаємо специфіку обробки інформації в системах ПІ з метою використання їх елементів при розробці навчальних систем та САНД нового покоління.

Шляхи формування баз знань. Одним з визначень інтелектуальних систем на основі знань є опис системи, у якій знання шляхом логічного висновку використовуються для рішення поставлених завдань [2]. Системи на основі знань є також у вигляді системам програмного забезпечення, основними структурними елементами яких є база знань і механізм логічних висновків.

Досліджуючи значення використання баз знань (БЗ) необхідно прийняти їхнє визначення як системи, в яких утримуються сотні правил про відносини між фактами, що перебувають у базах знань. Для цілей визначення смислового значення, що міститься в базах знань використовується поняття онтології. При цьому онтології формально представляються на базі концептуалізації знання. У такому випадку онтологія описує ієрархію концептів (об'єктів і понять), зв'язаних відносинами категоризації (відносинами між об'єктами й поняттями). Можна також говорити про онтології, як про БЗ спеціального типу, які можуть читатися й розумітися

користувачами [3]. Також треба відмітити, що онтологічний інжиніринг є галуззю інженерії знань, яка використовує метаонтологію для вирішення конкретних завдань із застосуванням онтологій предметної області й онтологій завдань у даній БЗ. Однак одна концептуалізація може бути основою різних онтологій, а звідси, дві різні БЗ дозволяють відображати одну онтологію [4].

Використання онтологій для створення САНД та навчаючих систем. Відзначаючи важливість використання онтологій для створення САНД та навчаючих систем, необхідно відзначити ряд принципів проектування онтологій [3]:

1. Ясність й ефективність передачі змісту введених термінів, а також об'єктивність визначень.

2. Погодженість і несуперечливість всіх визначень.

3. Розширюваність онтологій із забезпеченням їхнього розширення без необхідності ревізії використаних понять.

4. Мінімум впливу кодування, оскільки концептуалізація, яка лежить в основі створюваної онтології, повинна бути специфікована на рівні представлення для успішної роботи агентів, що розділяють онтологію та реалізовані у різних системах подання знань.

5. Мінімум онтологічних зобов'язань, що дозволяє онтології містити тільки найбільш істотні припущення світу, що моделюється. Тут доречно відзначити відмінність онтологій, що оперують атрибутикою предметної області від БЗ, які наповнені знаннями для рішення завдань.

Якщо визначати онтологію як експліцитну специфікацію концептуалізації [5], при якій формально онтологія складається з термінів, організованих у таксономію, їхніх визначень й атрибутів і пов'язаних з ними аксіом і правил висновку, то можна говорити про реалізації, як з Web-ресурсів, так і зі структур обробки інформації в підсистемах ПІ, добування експліцитних (формалізованих) знань на основі семантичного (значеннєвого) маркування таких ресурсів. Для такого добування використовуються мультиагентні системи або системи інтелектуальних агентів.

Визначаючи агентів, як апаратну або програмну сутність, здатну діяти в інтересах досягнення мети, поставленої користувачем [6], можна констатувати, що програмні агенти є автономними компонентами, що діють від імені користувача. Надалі ми розглянемо можливості автономного агента, що взаємодіє з користувачем у рамках агентно-орієнтованої системи. Поява розробок з інтелектуальними (intelligent) і дійсно інтелектуальними (truly) агентами дозволили по новому поглянути на проблему навчання в середовищах з ієрархічними системами БЗ.

Особливості побудови САНД на основі використання онтологічної мережі знань. Розглянемо ланцюжок побудови онтологічної системи на основі знань (ОСЗ) для певної області знань. Основу такої ОСЗ становлять

база знань, машина висновку, підсистема навчання (придбання знань) і підсистема пояснення [6].

У режимі придбання знань дослідник спілкується з ОСЗ при посередництві інженера по знаннях (Ізн) або інженера-когнітолога. Добре знаючи вимоги до організації знань, Ізн одержує знання від дослідника та у відповідності з певними правилами, завантажує їх у БЗ ОСЗ. Фактично Ізн служить своєрідним інтерфейсом у ланцюжку дослідник - БЗ ОСЗ. Такий підхід дозволяє дослідникові не вивчати досить складні правила й мови представлення знань.

База знань містить інформацію, необхідну для рішення завдань у вигляді фактів і правил. Пам'ять ОСЗ відбиває поточний стан системи при вирішенні завдання (дані про завдання й етапи її рішення). При рішенні завдань у спілкуванні з дослідником бере участь кінцевий користувач - Ізн, якого цікавить результат і спосіб його одержання.

Застосування механізму висновку до БЗ про конкретну предметну область, яку задає дослідник, і до даних про поточне завдання, яку задає Ізн, веде до вирішення завдання.

Введення інженером по знаннях системи тлумачень. Важливе значення має підсистема пояснення - основна відмінність ОСЗ від інших діалогових людино-машинних систем. Підсистема пояснення відповідає на питання "як" й "чому" система прийняла кінцеве рішення. Вона не дозволяє Ізн перекласти відповідальність за наслідки прийнятих рішень на ЕОМ і, в той же час, завойовує довіру користувача, пояснюючи йому раціональність дій системи [7]. Ще однією метою підсистеми пояснення є навчання кінцевого користувача, тобто суб'єкта досліджень - дослідника. Вона надає останньому інформацію про можливості розуміння логіки дослідника, закладеної в систему [8].

Необхідно звернути увагу на принципи засвоєння системи дій, які входять у безпосередньо орієнтовну частину способу дій, тобто таких дій, які забезпечують аналіз понять й об'єктів, що утворюють основу пошукового матеріалу, пошук шляхів рішення завдань [9]. Освоєння навичок побудови й роботи з ОСЗ якісно змінює можливості дослідницького процесу, тому що дозволяє використовувати комп'ютерний експеримент (в т.ч. і елементи гри) для рішення завдань, створення алгоритмів (шляхів рішення) та розширення ОСЗ.

Для розробки ОСЗ принципово важливим виявляється розробка поля знань, що формується шляхом напівформалізованого опису основних понять предметної області й зв'язків між ними [10], що дозволяє використовувати поетапно способи дії при рішенні завдань учнями в рамках діалогової роботи з ОСЗ. При побудові ОСЗ необхідне використання як мов програмування, так і порожніх оболонок для ОСЗ. Хоча останній спосіб є більше доступним для користувача, однак деякі оболонки для ОСЗ є досить складними для користувачів-непрограмістів.

Оскільки нашим основним завданням є створення навчаючих систем на основі використання ОСЗ, те можна використати просту в користуванні оболонку BESS (Bayes Expert System Shell). Рішення в даній оболонці приймаються на основі теореми Байеса [11].

При використанні BESS для досліджень дослідник може використати підсистему пояснення для реалізації зворотного зв'язку. У психології пізнання виділяють два види зворотного зв'язку у вигляді реакції системи на відповідь учня: а) інформаційний і б) констатуючий. Інформаційний зворотний зв'язок представляє собою пояснення й сприяє у вигляді підказки усуненню допущеної помилки. Констатуючий зворотний зв'язок - це відповідь дослідника (вірна або невірна). Інформаційний зворотний зв'язок може бути застосований в BESS як вікно допомоги, що передбачене для кожного питання.

ОСЗ може виступати як інструмент навчання методам і способам виділення головного в пошуковому матеріалі. Вихідною позицією тут є те, що ОСЗ виступає як засіб, за допомогою якого здійснюється дослідницька діяльність. При цьому основною одиницею діяльності в дослідженні є завдання. Як відомо, будь-яке завдання можна представити у вигляді набору елементів і зв'язків між ними. Умова завдання - це сума різних і роз'єднаних дискретних елементів, якими є об'єкти, подання, поняття предметної області [7].

Застосування методу розбивки задачі на під задачі в дослідницьких системах. Загальним методом рішення завдань є розбивка завдання на підзадачі, які разом задовольняють необхідним умовам. Завдання вважається вирішеним у випадку рішення кожної з підзадач.

Якщо при звичайному рішенні суб'єктом навчання завдання викладач може перевірити лише знання формул, то при застосуванні ОСЗ можлива перевірка знання всіх елементів структури завдання.

Серед елементів завдання можна виділити наступні: а) предметну область; б) відносини, що зв'язують об'єкти предметної області; в) кінцевий елемент рішення завдання у вигляді вимоги завдання; г) сукупність дій операцій, які треба зробити над умовами завдання для її рішення.

Для успішного рішення завдання можна розбити рішення завдання на два етапи: розуміння елементів завдання (готовність вирішити підзадачі даного завдання) і безпосередньо рішення у вигляді виконання необхідних дій для одержання рішення. Розуміння завдання містить в собі усвідомлення структури завдання у вигляді виділення необхідних підзадач, виділених в умовах завдання та встановлення зв'язків між цими підзадачами. Рішенням є оперування даними й результатами рішення підзадач для одержання відповідей на основне питання завдання [5].

Розбивка завдання при його рішенні на підзадачі можна використати при побудові ОСЗ із накладенням такої розбивки на сценарій рішення завдання з виділенням у ній наступних етапів а) знаходження об'єктів завдання; б) знаходження взаємодії між об'єктами та типу зміни величин

(збільшення, зменшення, сталість і т.п.); в) визначення відносин, що зв'язують об'єкти завдання; г) виділення підзадач, які необхідно вирішити для виконання вимог завдання; д) знаходження результату рішення завдання.

У такий спосіб можна прийти до розуміння поняття елементарної підзадачі такого типу, як завдання, в якому число об'єктів й операторів мінімізовано. Якщо розглядати труднощі завдання як функцію двох показників у вигляді ймовірності правильного рішення й часу, витраченого на рішення, то, елементарна підзадача може бути важкою через недостатню інформаційну обізнаність учня про структуру ОСЗ.

Метод розбивки задачі на під задачі в навчаючих системах.

Розбивши вихідне завдання на підзадачі й виділивши всі її елементи (об'єкти, ситуації, відносини, підзадачі, результат вирішення) необхідно, виходячи з її сумарного спектру, скласти список гіпотез виду "учень не знає" і виду "учень знає". Для кожної гіпотези складається текст припису, який повідомляє система по закінченні прогону ОСЗ (повного циклу роботи системи). Він може мати такий же вид, як і ім'я гіпотези, а може містити додаткову інформацію про те, як правильно треба було відповісти на запитання або який параграф підручника необхідно вивчити даному учневі [4].

Визначення працездатності ОСЗ в разі виконання плану дій для досягнення поставлених цілей в навчаючих системах. Механізм висновку (у випадку оболонки BESS) допускає одночасне прийняття декількох гіпотез [11]. Без цієї можливості створення ОСЗ представляло б значні труднощі, оскільки по закінченню сеансу опитування повинна бути отримана інформація про поточну предметну модель учня, що включає в себе відомості про знання (або незнання) деякої множини об'єктів предметної області.

Методологія перевірки знань по окремих питаннях може здійснюватись при розробці ОСЗ у вигляді систем, які виробляють плани дій для досягнення поставлених цілей. У цьому випадку учень або дослідник займає активную позицію, виступаючи в ролі аналітика. Перевірка знань при цьому здійснюється з питань, складених учнем. Дослідження показали [7], що основним прийомом по осмисленню тексту є постановка учнями перед собою прихованого питання й знаходження відповіді на нього. Складання елементів ОСЗ дає учневі можливість розібратися в загальних та відмінних рисах досліджуваних їм явищ і законів, а викладачеві побачити, де саме представлення учнів помилкові або не зовсім точні та відкоригувати їх.

При розробці елементів ОСЗ учнями можна використати одну з методик формування систем на основі знань [12]. При цьому за основу повинна буде прийнята постановка завдання, при якій учневі пропонується еталонний зразок побудови блоку та всієї ОСЗ із використанням такого ж завдання, але з іншими параметрами.

Литература

1. Ходаковский Н.И. Исследование принципов использования и нанотехнологий при создании онтолого - управляемых обучающих систем // Комп'ютерні засоби, мережі та системи. – К.: Ін-т кібернетики ім. В.М. Глушкова НАН Ук-раїни, 2007.– № 6. – С. 38 – 45.
2. Dgjean H. Learning Rules and Their Exceptions // Journal of Machine Learning Research. – 2002, N 2.. – P. 141. – 152.
3. Орехов А.Н., Ильясов И.И. О новом виде интуитивных мыслительных операций // Вест. Моск. ун-та. Сер. 14. Психология. 1997, № 2. – С. 3 –11.
4. Гаврилова Т.А., Червинская К.Р. Извлечение и структурирование знаний для экспертных систем. - М.: Радио и связь, 1992. – 200 с.
5. Атанов Г.А., Пустынникова И.Н. Обучение путем построения баз знаний для экспертных систем // Искусственный интеллект. – 1998, № 2. – С. 42. – 48.
6. Califf M., Moony R.J. Bottom-Up Relational Learning of Maching Rules for Information Extraction // Journal of Machine Learning Research. - 2003, № 4. – P.122. – 134.
7. Пустынникова И.Н. Технология использования экспертных систем для диагностики знаний и умений // Educational Technology & Society. – 2001. – 4(4). – P. 234 - 259.
8. Выявление экспертных знаний (процедуры и реализации) / О.И. Ларичев, А.И. Мечитов, Е.М. Мошкович. Е.М. Фуремс. – М.: Наука, 1989. – 128 с.
9. Машбиц Е.И. Психологические основы управления учебной деятельностью. – К.: Вища школа, 1987. – 224 с.
10. Андреев А.М., Березкин Д.В., Симаков К.В. Модель извлечения знаний из естественно - языковых текстов // Информационные технологии. – 2007, № 12.– С. 57– 63.
11. Довгялло А.М., Ющенко Е.А. Обучающие системы нового поколения // Управляющие системы и машины. – 1988. – № 1. – С. 18–23.
12. Kulhavy R.W. Feedback in written instruction II Review of Educational Research. – 1977. – V. 47. – P. 48 – 52.

ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ УЧЕБНЫХ ПРАКТИКУМОВ НА ОСНОВЕ ВИРТУАЛЬНЫХ ИНСТРУМЕНТОВ

Е.Ю.Хохлова, В.А.Буров

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт»

Киев, Украина

tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Современное развитие техники и технологий требует новых подходов для преподавания конкретных дисциплин при подготовке специалистов разных инженерных специальностей. Подготовка современных инженеров высокой квалификации невозможна без знаний основ автоматизации и контроля физических процессов на основе компьютерных технологий, измерений и обработки экспериментальных данных. Вблизи с другими базовыми основами обучения инженера, ответственность за его уровень подготовки в области информационных технологий, как правило, становится ответственным фактором трудоустройства на предприятия, руководство которых ориентировано прежде всего на введение наукоемких технологий производства. Качественное инженерное образование должно обеспечивать знания природы процессов, которые изучаются, теоретических основ расчета, конструктивных решений, экспериментальных методов исследования и средств обработки исследовательских измерений технических параметров.

Чтобы получать практический опыт владения навыками работы с основными типами средств производства, управления сбором и передачей данных касательно реальных машин, их узлов и деталей необходимо построить учебный процесс таким образом, чтобы студент в течении всего периода обучения мог получать практический опыт владения навыками работы с основными типами способов измерения физических параметров, сбора и обработки данных, а также изобретения законов управления реальными объектами.

Учебная лабораторная база большинства украинских ВУЗов ограничивается лабораторными установками, разработанными в конце 20-го столетия. Большая часть лабораторных примеров полностью амортизирована и не подходит для измерений, а остальная достаточно изношена и требует восстановительного ремонта, проведение которого усложняется отсутствием необходимых запасных частей. Часть дееспособных приборов, которые находятся в эксплуатации, схематично, конструктивно и физически устарели и не соответствуют требованиям современных информационных технологий.

Методика измерений основных параметров на этих установках предполагает использование конкретных преобразователей механического типа и «ручной» сбор информации. Можно констатировать, что настал физический и моральный износ оборудования данного типа. Необходима

разработка новой концепции экспериментальных комплексов с использованием современных информационно-измерительных систем и эффективной методологии проведения учебных лабораторных работ, в основе которых лежит исследовательский подход.

В настоящее время решение большинства экспериментальных задач сводится к использованию приборов, которые подключаются или монтируются в ЕОМ (цифровые мультиметры и осциллографы, генераторы сигналов, АЦП-ЦАП и др.). Для повышения качества подготовки специалистов, магистров, аспирантов, увеличения научной работы преподавателей необходимо сделать многоуровневую структуру использования аппаратно-программных средств компании National Instruments:

- усовершенствование организации учебного процесса;
- обеспечение проведения лабораторных работ;
- обеспечение проведения научных исследований.
- Преимущества использования аналого-цифровых и цифро-аналоговых преобразователей:
- высокое качество измерений за счет высокого быстродействия платы АЦП/ЦАП;
- возможность сохранения данных на жесткий диск ЕОМ непосредственно с АЦП;
- наличие свободных каналов АЦП для увеличения параметров, которые контролируются;
- малые затраты на разработку программного обеспечения при использовании LabVIEW;
- возможность переориентации информационно-измерительных систем для решения научных задач.
- Среди задач, которые могут быть решены с помощью аппаратных средств и программного обеспечения компании National Instruments (США):
- использование систем технического зрения при лабораторных исследованиях материалов, стандартизации деталей, заготовок, качества готовых изобретений и др.;
- изобретение информационных систем для обучения студентов, магистрантов и для персонала предприятий;
- моделирование технологических процессов предприятий;
- разработка систем сбора и управления процессами;
- управление разными параметрами технологического оборудования;
- разработка аппаратно-программных средств для обеспечения удаленного доступа к управлению технологическим оборудованием;
- автоматизации исследования на базе LabVIEW;
- разработка лабораторных комплексов для исследования и тестирования машин и механизмов;
- разработка систем диагностики состояния машин и механизмов и др.

В качестве пакета программирования я выбрала пакет LabVIEW потому, что он поддерживает огромный спектр оборудования различных производителей и имеет в своём составе (либо позволяет добавлять к базовому пакету) многочисленные библиотеки компонентов:

- для подключения внешнего оборудования по наиболее распространённым интерфейсам и протоколам (RS-232, GPIB 488, TCP/IP и пр.);
- для удалённого управления ходом эксперимента;
- для управления роботами и системами машинного зрения;
- для генерации и цифровой обработки сигналов;
- для применения разнообразных математических методов обработки данных;
- для визуализации данных и результатов их обработки (включая 3D-модели);
- для моделирования сложных систем;
- для хранения информации в базах данных и генерации отчетов;
- для взаимодействия с другими приложениями в рамках концепции COM/DCOM/OLE и пр.

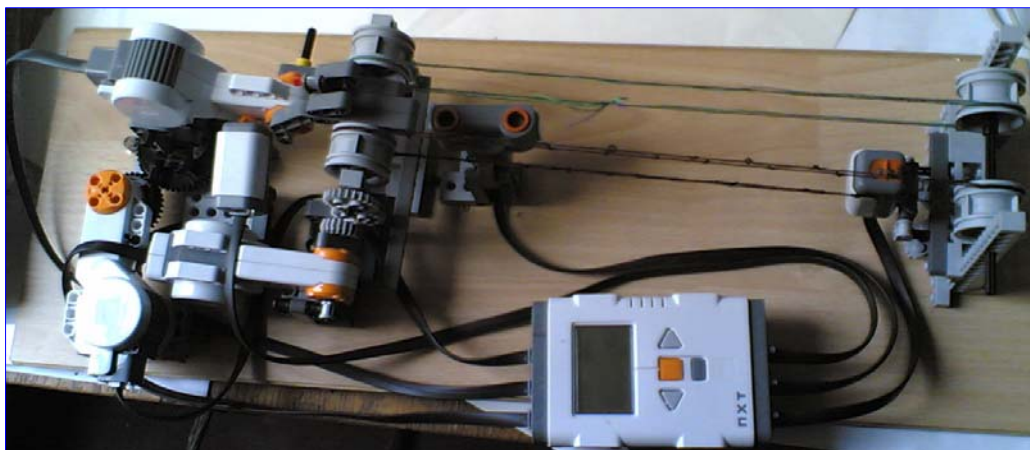
Вместе с тем LabVIEW — очень простая и интуитивно понятная система. Неискушённый пользователь, не являясь программистом, за сравнительно короткое время (от нескольких минут до нескольких часов) способен создать сложную программу для сбора данных и управления объектами, обладающую красивым и удобным человеко-машинным интерфейсом.

Именно на базе среды графического проектирования LABVIEW, которое было сделано компанией National Instruments для построения автоматизированных систем измерений и управления, разработано программное обеспечение LEGO® MINDSTORMS® Education NXT Software. С помощью этого продукта происходит программирование роботами MINDSTORMS. Как известно, никакой робот не сможет работать без части, которая управляет, где хранится программа его поведения - это "мозг" робота.

Конструкции серии LEGO Technic управляются с помощью 32-разрядного контроллера NXT. Он представляет собой интеллектуальный компьютерный блок, который дает возможность роботу MINDSTORMS исполнять разные операции. У NXT есть 3 порта вывода для подключения моторов и 4 входных порта для присоединения к ним датчиков, порты USB и Bluetooth.

Технические характеристики контроллера NXT не уступают, а в чем-то даже и превосходят, параметры контроллеров для промышленных применений:

- процессор – AT91SAM7S256
- (256K Flash, 64K RAM, 48 MHz);
- сопроцессор – Atmega48
- (4K Flash, 512 byte RAM, 8 MHz);
- интерфейсы – USB 2.0, Bluetooth,
- i²C; RS-485;
- индикатор – LCD (100x64);



- клавиатура – 4 кнопки;
- звуковой канал – 8 бит, 16 кГц;
- порты В/В – 4 входа/3 выхода;
- питание – 6 элементов АА, аккумуляторный блок.

Выходные порты NXT контроллера содержат двуполярные ЦАПы и каналы ввода импульсных сигналов от датчиков угловых перемещений. Входные порты конфигурируемы индивидуально в один из трех режимов – порт АЦП, порт i²C или порт RS-485. Для датчиков касания, акустического и светового, входной порт это АЦП, а ультразвукового – порт i²C. Режим интерфейса RS-485 предусмотрен для будущих разработок. Следует заметить, что датчики, двигатели и излучатели из наборов предыдущей версии конструктора можно подключать к новому контроллеру NXT через кабель-переходник. А среди них есть очень интересные компоненты – датчик температуры, аналоговый датчик вращения, световой излучатель, микрометры и многое другое.

Но, все же этого набора датчиков недостаточно, чтоб на основе данного программного обеспечения разработать учебные практикумы. Поэтому наша

задача состоит в том, чтобы придумать и реализовать новый недостающий набор датчиков.

Литература

1. В.К. Батоврин, А.С. Бессонов, В.В. Мошкин "LabVIEW: практикум по электронике и измерительной технике"
2. А.Я. Суранов "LabVIEW 7 Express: справочник по функциям"
3. Джеффри Тревис "LabVIEW для всех"
4. <http://mindstorms.lego.com/eng/Overview/default.aspx>
5. http://en.wikipedia.org/wiki/Lego_Mindstorms

ВИРТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОВЕРКИ

Н.В. Чеховой, В.Д. Циделко

Национальный технический университет Украины «Киевский
политехнический институт», тел. (+38044) 241-86-16, e-mail:
chehovoj@bigmir.net

1 Введение

Для ускорения процесса проведения метрологической аттестации в рамках сегодняшнего приборостроения и науки необходимо специальное автоматизированное оборудование. Класс его точности должен удовлетворять условиям и задачам аттестации и быть выше класса точности исследуемых приборов и систем.

В качестве оборудования для проведения метрологической аттестации могут быть использованы различные системы тестирования и поверки: многоцелевые и специализированные. Системы первого типа достаточно дорогостоящи, хотя и позволяют выполнять широкий круг задач.

Системы второго типа могут быть построены на основе стандартных измерительных приборов, либо на основе сравнительно недорогих устройств ввода-вывода, которые могут быть использованы для различных задач и объектов. В таких системах модули могут подключаться к персональному компьютеру по USB или по PCI. Адаптация таких систем для новых задач реализуется путем написания либо изменения их программного обеспечения.

Опыт показывает, что использование среды программирования LabVIEW для таких специализированных систем поверки позволяет быстро и эффективно решать круг поставленных задач.

2 Автоматизированные системы поверки

Автоматизированная система поверки (АСП) – совокупность функционально объединенных образцовых СИ, вспомогательных средств, каналов связи, средств вычислительной техники и их программного обеспечения, предназначенная для автоматизации получения, преобразования и обработки измерительной информации о значениях погрешности поверяемых СИ с целью установления пригодности поверяемых СИ к применению и представления потребителю документов установленного вида о результатах поверки.

Обобщенная структура АСП [1], в основу организации которой положен принцип построения ИВК и компьютерно-измерительных систем (КИС), представлена на рисунке 1.

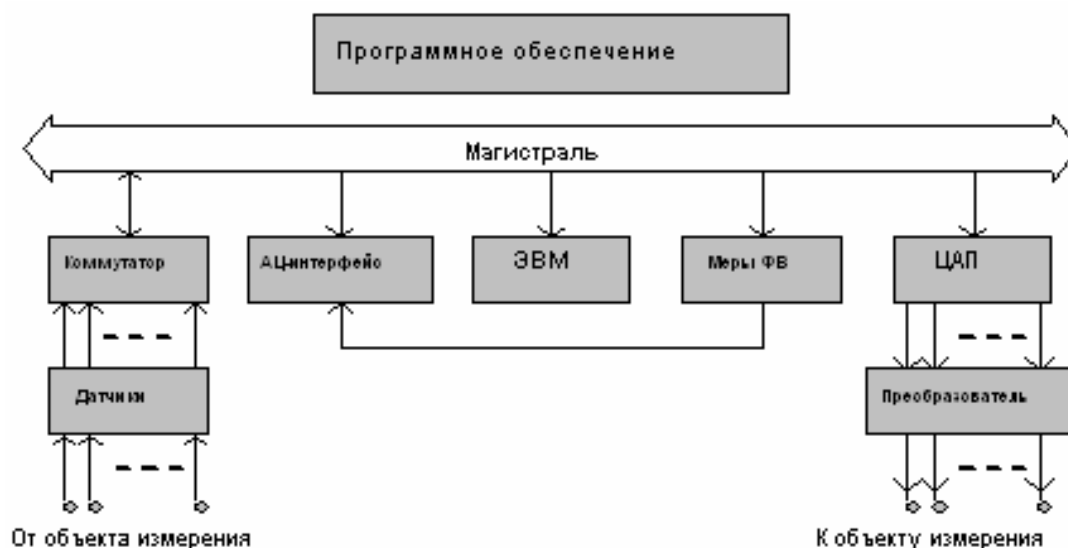


Рисунок 1– Обобщенная структура АСП

3 Существующие решения и их классификация

АСП можно разделить на два класса:

1) практического применения (в составе рабочего оборудования предприятий, метрологических центров и научно-исследовательских институтов). Как правило, к ним предъявляются высокие требования по обеспечению точности работы.

2) учебного применения (в составе технического обеспечения ВУЗов, изучение этих систем входит в учебные планы соответствующих специальностей). Такие системы не требовательны к точности выполняемых функций.

В составах материального обеспечения технических ВУЗов и предприятий существуют различные реализации АСП и систем тестирования. Ниже в качестве примера представлены данные о некоторых из них.

АСП низкочастотной измерительной аппаратуры (Новосибирский государственный технический университет) [2].

Система была разработана на кафедре “Системы сбора и обработки данных”. Целью являлось создание ряда специализированных стендов для исследования и испытаний электронных блоков и приборов измерения расхода тепловой энергии и теплоносителей. Реализовано определение параметров импульсных сигналов и характеристик шумов усилителей.

АСП связанных измерительных приборов и каналов связи (НПП «ТехКонтроль», Ростов-на-Дону) [3].

Назначение системы - повышение производительности труда, достоверности и точности результатов при техническом обслуживании, ремонте и поверке приборов и каналов связи. Система обеспечивает автоматическое измерение и контроль параметров, выдачу указаний оператору, режим самоконтроля, документирование результатов в виде протоколов.

Автоматизированное рабочее место метролога (АРМ-М, Национальный технический университет Украины «КПИ») [1].

Особенностью АРМ-М является отказ от применения в нем измерительных приборов и возложения выполняемых ими функций на саму ЭВМ. Для этого сигнал, параметры которого подлежат определению через АЦП и устройство ввода вводятся в память ЭВМ, после чего они подвергаются цифровой обработке, в результате которой формируются численные значения определяемых параметров.

Реализовано определение следующих метрологических характеристик (МХ):

- функции преобразования;
- составляющих погрешности функции преобразования;
- амплитудно-частотной характеристики;
- фазо-частотной характеристики.

4 Описание разработанной виртуальной модели АРМ-М

В рамках образовательной программы для детального изучения принципа действия АСП была разработана виртуальная модель АРМ-М, характеристики и принцип действия которой в целом подобны характеристикам уже существующего АРМ-М на кафедре Информационно-измерительной техники Национального технического университета Украины «КПИ». Однако в существующем ранее АРМ-М отсутствовала возможность его дистанционного использования. Разработанная модель позволяет реализовать такую возможность. Как элемент обучения, работа с моделью способствует продуманному выбору управляющих параметров и оценке полученных результатов. Работа программы организована таким образом, что при установке некорректных настроек (несоответствующего частотного диапазона или несогласованных диапазонов работы усилителей и поступающих на их входы сигналов) обучающийся получит некорректные результаты. Это способствует обдуманному подходу студентов к выполнению работы.

В качестве языка программирования был использован LabVIEW [4]. Все составляющие разработанной модели являются виртуальными, что удобно для конечного пользователя – исполняемый файл, содержащий АРМ-М, запускается с использованием бесплатной программы “Runtime Engine” и не требует специальных аппаратных средств либо соединения с сервером. Так же не требуется установка на локальный компьютер LabVIEW.

Структурная схема АРМ-М представлена на рисунке 2.

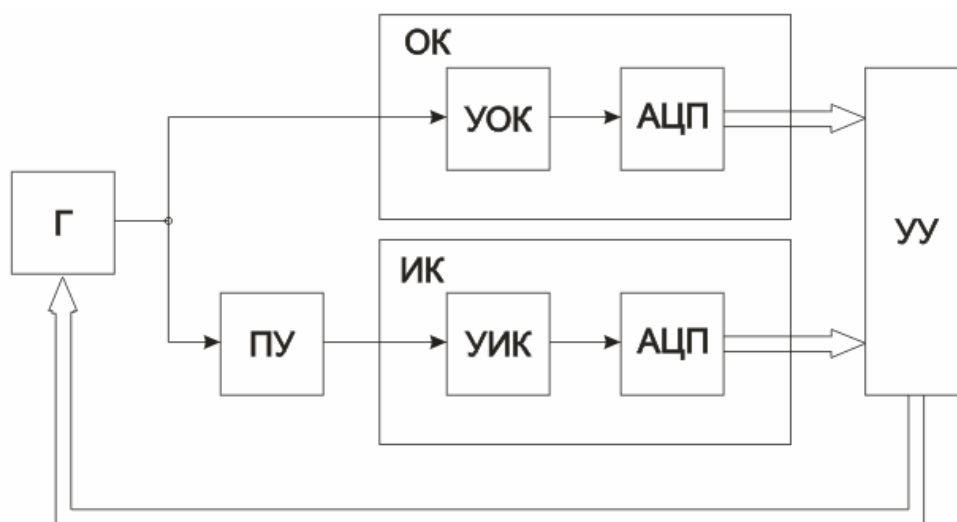


Рисунок 2 - Структурная схема АРМ-М, реализованная в виртуальном виде

На рисунке 2 обозначены:

Г – генератор входного воздействия. Управление генератором осуществляется посредством УУ;

ПУ – поверяемое устройство, МХ которого необходимо исследовать;

ОК – образцовый измерительный канал;

ИК – исследуемый измерительный канал (в который включено ПУ);

УОК, УИК – усилители, включенные в образцовый и исследуемый измерительные каналы, необходимые для согласования уровней входных сигналов ОК, ИК со входным диапазоном АЦП;

АЦП – аналого-цифровой преобразователь;

УУ – устройство управления (на основе ЭВМ) для автоматизации работы схемы.

Работа каждого структурного блока (схема представлена на рисунке 2) была смоделирована с помощью стандартных элементов LabVIEW. Объект исследования – поверяемое устройство (ПУ), было смоделировано с использованием подхода «черный ящик». Таким образом, соответствующий фрагмент программного кода связан с остальной частью лишь по входу и выходу «черного ящика», и содержит все характеристики объекта, среди которых:

- номинальный коэффициент преобразования K_n ;
- погрешности, представленные входным смещением, СКЗ внутреннего шума, приведенным ко входу объекта, погрешностью K_n ;
- частные динамические характеристики: нижняя и верхняя частоты среза.

При правильном использовании виртуального макета обучающийся должен экспериментально установить эти параметры и класс точности ПУ.

В процессе моделирования было учтено ограничение рабочих диапазонов АЦП и усилителей и ограничение уровня выходного сигнала,

обусловленное конечным напряжением питания ПУ. Эти же особенности должны учитывать обучающиеся при выполнении лабораторной работы.

Для формирования входного воздействия был разработан специальный виртуальный генератор гармонического сигнала на основе функционального блока Sine Waveform. Частота и амплитуда генератора программно перестраиваются в широких пределах, что позволяет получить требуемые характеристики ПУ. Поскольку усилители и АЦП в составе каналов АРМ-М обладают погрешностями, в виртуальной модели соответствующие погрешности были внесены в определенных точках прохождения сигнала на блок-диаграмме.

В процессе использования данного макета определяются следующие метрологические характеристики.

Функция преобразования ПУ, которая определяется из выражения:

$$U_{\text{вых}} = f(U_{\text{вх}}),$$

где $U_{\text{вых}}$ - экспериментально полученная оценка амплитуды на выходе устройства (измерительного канала АРМ-М);

$U_{\text{вх}}$ - экспериментально полученное значение амплитуды входного сигнала.

В разработанной модели определение функции преобразования происходит следующим образом. В выбранном пользователем диапазоне входных напряжений рассчитываются несколько равномерно расположенных точек. Гармонические сигналы с амплитудами, соответствующими этим точкам, поочередно многократно подаются на вход ПУ, при этом вычисляются амплитуды напряжений на его выходе. Как и в существующем реальном АРМ-М, амплитуды сигналов вычисляются в программе с использованием быстрого преобразования Фурье (БПФ). Частоту сигналов выбирает пользователь.

Характеристики погрешностей средств измерений

- **систематическая составляющая** Δ_s , определяется как разность полученного и рассчитанного выходных напряжений ПУ.

- **случайная составляющая** $\overset{\circ}{\Delta}$ погрешности, выбранная как среднее квадратическое отклонение $\sigma[\overset{\circ}{\Delta}]$, определяется путем обработки результатов многократного измерения в каждой точке функции преобразования. Для ее расчета были использованы специальные статистические функции LabVIEW.

Динамические характеристики: амплитудно-частотная (АЧХ) и фазо-частотная (ФЧХ).

- **Амплитудно-частотная характеристика** рассчитывается путем выбора пользователем сетки частот и последующей перестройкой частоты сигнала входного генератора. При этом для корректности расчета пользователь должен правильно задать границы частотного диапазона, а для отсутствия избыточности информации – количество точек характеристики.

- **Фазо-частотная характеристика** определяется как изменение разности фаз сигнала между выходом и входом средства измерения в диапазоне частот. Работа программы организована аналогично процессу определения АЧХ, за тем лишь исключением, что по результатам БПФ вычисляется не отношение амплитуд, а сдвиг фаз.

Интерфейс пользователя

Виртуальный макет состоит из двух наборов закладок:

- набора, предназначенного для выбора ПУ. Каждая закладка данного набора содержит название ПУ и, при необходимости, $K_{\text{п}}$. Множество ПУ представлено относительно низкоточными аттенюаторами, повторителями, усилителями (классы точности 1, 2);
- набора, занимающего основную площадь экрана (смотрите рисунки 3, 4), предназначенного для выбора и определения метрологической характеристики.

Как видно из рисунков 3, 4, в левой части каждой из закладок расположена панель элементов управления АРМ (для задания количества снимаемых точек, частоты и амплитуды входного воздействия). Результаты работы приводятся в правой части закладок.

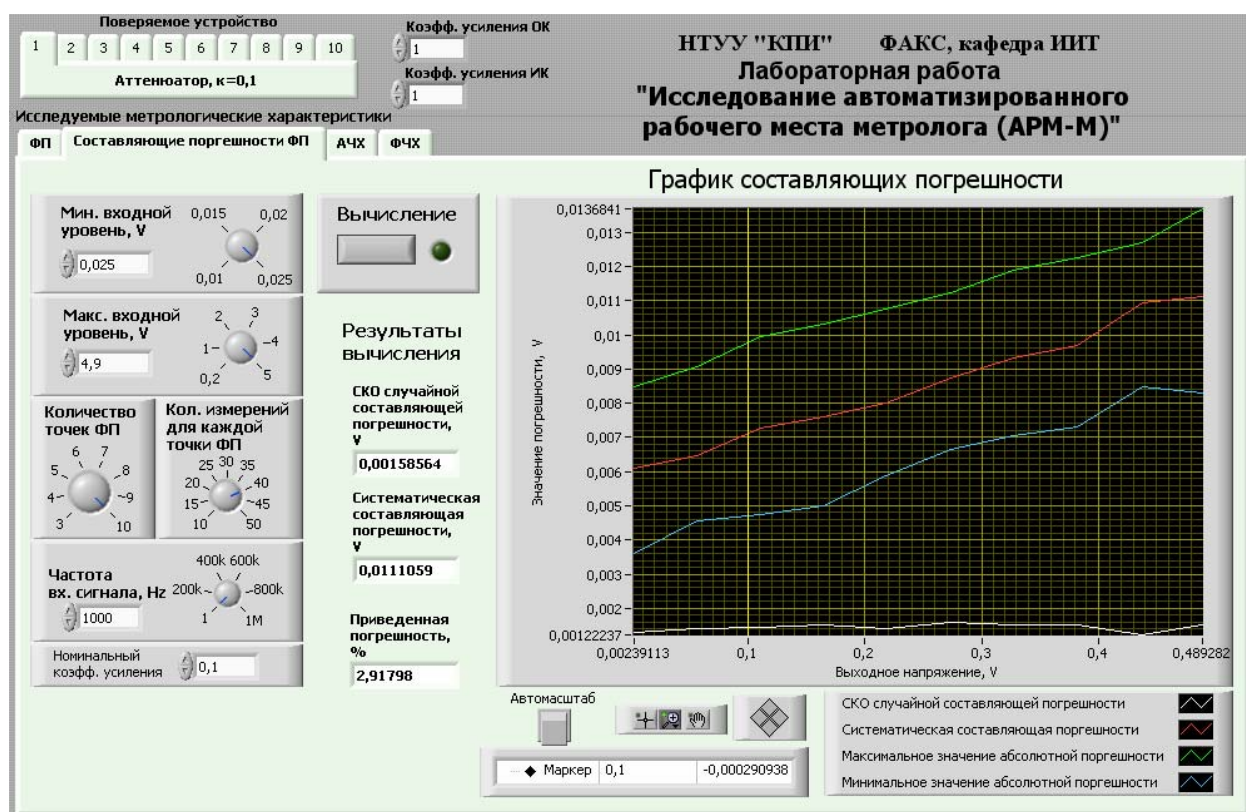


Рисунок 3 – Закладка «Составляющие погрешности ФП»

При необходимости данные исследований могут быть не только выведены на экран в графическом и текстовом виде, но также записаны в файл для их последующей обработки.

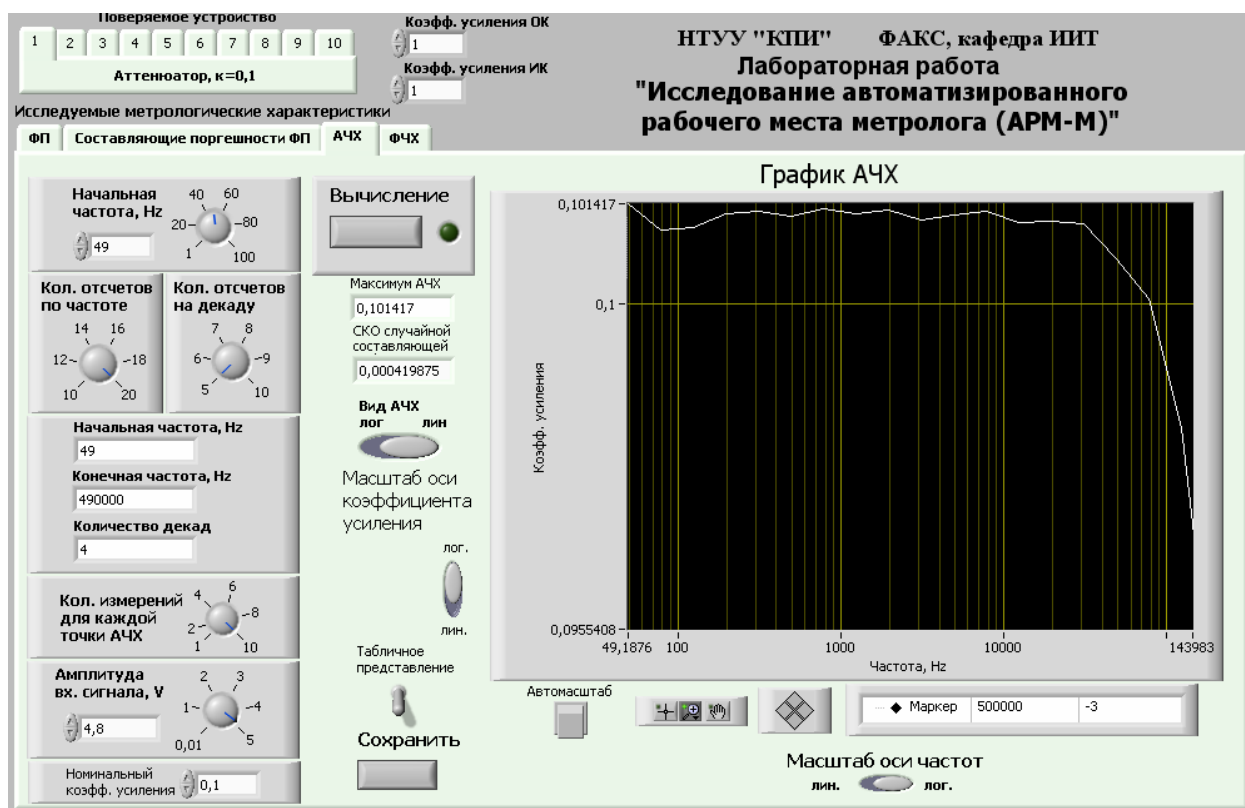


Рисунок 4 – Закладка «АЧХ»

Внедрение виртуальной модели реализовано в дистанционном курсе «Информационно-измерительные комплексы» кафедры информационно-измерительной техники Национального технического университета Украины «КПИ», размещенного на информационных ресурсах Украинского института информационных технологий в образовании в рамках пилотного проекта дистанционного образования по бакалаврскому направлению «Метрология и измерительная техника».

Литература и информационные источники

1. Методические указания к лабораторным работам по курсу «Информационно-измерительные системы», часть 2. Под ред. доктора тех. наук, профессора В.Д. Циделко. Киев: КПИ, 1995, 64 с.
2. http://nitech.n-sk.ru/pdf/nitech_test_stand_meas_systems.pdf
3. <http://www.asutp.ru/?p=400333>
4. Л.И. Пейч, Д.А. Точилин, Б.П. Поллак LabVIEW для новичков и специалистов // Москва: Горячая линия – Телеком, 2004. 384 с.
5. П.П. Орнатский Теоретические основы информационно-измерительной техники // Киев: Вища школа. Головное издательство, -1983. 455 с.

РАСПОЗНАВАНИЕ ИСТОЧНИКОВ ПО ИХ РЕГУЛЯРНЫМ
СОСТАВЛЯЮЩИМ В СМЕШАННОМ ПОТОКЕ ИМПУЛЬСНЫХ
СИГНАЛОВ

Шантырь С.В., Шантырь А.С.

Национальный технический университет Украины «Киевский
политехнический институт», 04056, г. Киев, 56, пр. Победы, 37, Украина,
тел. (044) 410-83-44, E-mail: info@vibra.com.ua

Sergey V. Shantyr, Anton S. Shantyr

IDENTIFICATION OF SOURCES BY THEIR REGULAR COMPONENTS IN
MIXED STREAM OF IMPULSE SIGNALS

National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute»,
Ukraine, 04056, Kyiv, 56, pr. Peremogy, 37, tel. (044) 410-83-44,
E-mail: info@vibra.com.ua

Developed method of identification of sources by their regular components in mixed stream of impulse signals. After all sample accumulation method allows defining amplitude, frequency and relative position of every impulse sequence during accumulation interval. Produced results of modeling that corroborates suggested method efficiency.

Разработан способ распознавания источников по их регулярным составляющим в смешанном потоке импульсных сигналов, позволяющий после накопления всей выборки определить амплитуду, частоту повторения и относительное положение каждой из последовательностей импульсов на интервале накопления.

Приведены результаты моделирования, подтверждающие эффективность предложенного способа.

Пусть на интервале времени T получена дискретная выборка X , которая представляет собой либо одиночную импульсную последовательность, либо смешанную, состоящую из двух импульсных последовательностей X_1 и X_2 (рис. 1). Требуется путем обработки X принять решение, образована входная последовательность одной или двумя последовательностями и оценить параметры каждой из них - амплитуду и частоту повторения.

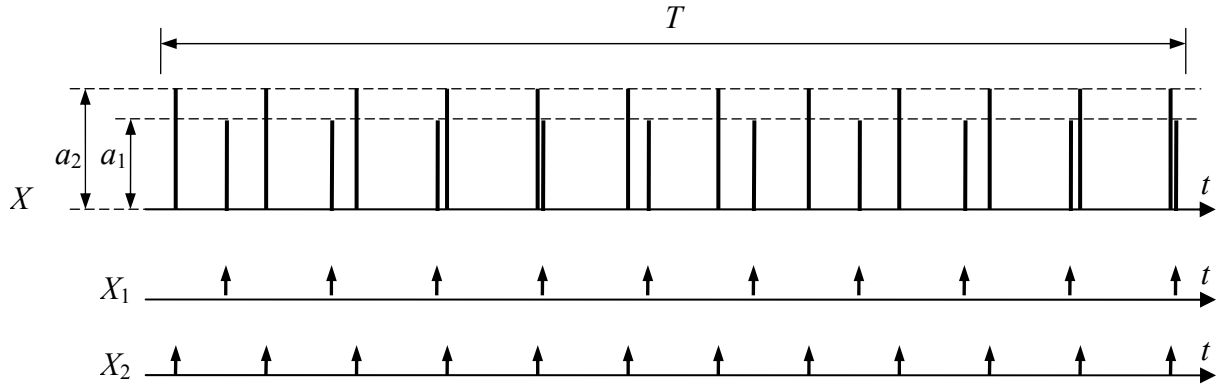


Рис. 1. Дискретная выборка X .

Для представленного на рис.1 идеализированного случая можно составить систему уравнений:

$$\begin{cases} n = n_1 + n_2 \\ A_1 = a_1 n_1 + a_2 n_2 \\ A_2 = a_1^2 n_1 + a_2^2 n_2 \\ A_3 = a_1^3 n_1 + a_2^3 n_2 \end{cases}, \quad (1)$$

где n - общее количество импульсов в выборке; n_1 и n_2 - количество импульсов соответственно в первой и во второй импульсных последовательностях; a_1 и a_2 - амплитуды импульсов соответственно в первой и во второй импульсных последовательностях; A_1 - сумма амплитуд импульсов выборки X ; A_2 - сумма квадратов амплитуд импульсов выборки X ; A_3 - сумма кубов амплитуд импульсов выборки X .

Решая систему уравнений (1) можно получить выражения для a_1 , a_2 , n_1 и n_2 через известные величины n , A_1 , A_2 , A_3 . В частности, искомые величины являются корнями квадратного уравнения

$$a_1, a_2 = -\frac{p}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{p}{2}\right)^2 - q}, \text{ где } p = \frac{A_3 n - A_1 A_2}{A_1^2 - A_2 n}, \quad q = \frac{A_2^2 - A_1 A_3}{A_1^2 - A_2 n}.$$

Вычислив значения a_1 и a_2 можно определить количество импульсов в импульсных последовательностях n_1 и n_2 решая систему уравнений

$$\begin{cases} n = n_1 + n_2 \\ A_1 = a_1 n_1 + a_2 n_2 \end{cases}.$$

В результате получаем $n_1 = \frac{a_2 n - A_1}{a_2 - a_1}$, $n_2 = \frac{(A_1 - a_1 n)}{a_1 - a_2}$.

Если амплитуды импульсов в каждой из последовательностей равны $a = a_1 = a_2$, что в общем случае маловероятно, система уравнений (1) не

имеет решения, так как числители и знаменатели выражений для p и q равны нулю. Аналогичная ситуация имеет место и тогда, когда X образована одиночной импульсной последовательностью. Поэтому, если $A_1^2 \approx A_2 n$, то следует считать, что X образована одной импульсной последовательностью. Если же это выражение нельзя признать справедливым, то необходимо рассматривать X как смесь двух импульсных последовательностей X_1 и X_2 , характеристики которых могут быть восстановлены путем решения системы уравнений (1).

Недостаток данного способа селекции источников по их регулярным составляющим в смешанном потоке импульсных сигналов заключается в относительно малой точности определения частоты повторения импульсов в выборке. Эффективность селекции еще более снижается при влиянии реальных шумов (флюктуацией амплитуды от импульса к импульсу, появлением шумовых импульсов и др.).

Рассмотрим один из путей повышения качества решения поставленной задачи.

Выполним формирование из исходного смешанного потока импульсных сигналов поток, в котором каждому импульсу присвоена единичная амплитуда. В результате получим смешанную импульсную последовательность X и последовательность X' импульсов с единичной амплитудой, полученную из последовательности X . Выполним дискретное преобразование Фурье (ДПФ) [1] полученных последовательностей X и X' .

Если j -ю ($j=1,2$) частную последовательность X_j , рассматривать как произведение амплитуды a_j на аналогичную последовательность X_j^* с единичной амплитудой, то последовательности, можно представить в виде

$$X = a_1 X_1^* + a_2 X_2^*, \quad X' = X_1^* + X_2^*.$$

Пусть $G_{Sm}(Y)$ и $G_{Cm}(Y)$ - соответственно синусная и косинусная m -е составляющие дискретного спектра некоторой импульсной последовательности Y . Номер составляющей $m=0,1,...,M$, где M - максимальный номер, равный половине числа L разбиений интервала наблюдения T на временные дискреты Δt . Тогда в силу аддитивности ДПФ можно записать

$$G_{Sm}(X) = a_1 G_{Sm}(X_1^*) + a_2 G_{Sm}(X_2^*), \quad G_{Cm}(X) = a_1 G_{Cm}(X_1^*) + a_2 G_{Cm}(X_2^*) \quad (2)$$

$$G_{Sm}(X') = G_{Sm}(X_1^*) + G_{Sm}(X_2^*), \quad G_{Cm}(X') = G_{Cm}(X_1^*) + G_{Cm}(X_2^*) \quad (3)$$

Выполнив нормировку спектральных составляющих, получим

$$\overline{G}_{Sm}(X) = \frac{G_{Sm}(X)}{A_1}, \quad \overline{G}_{Cm}(X) = \frac{G_{Cm}(X)}{A_1}$$

и

$$\overline{G}_{Sm}(X') = \frac{G_{Sm}(X')}{n}, \quad \overline{G}_{Cm}(X') = \frac{G_{Cm}(X')}{n},$$

где A_1 и n - результаты некогерентного цифрового накопления поступившей последовательности X .

Если аналогичным образом выполнить нормировку составляющих частных спектров X_j

$$\overline{G}_{Sm}(X_j) = \frac{G_{Sm}(X_j)}{n_j} \text{ и } \overline{G}_{Cm}(X_j) = \frac{G_{Cm}(X_j)}{n_j},$$

то нормированный спектр (3) последовательности X' можно представить в виде

$$\overline{G}_{Sm}(X') = \overline{G}_{Sm}(X_1)p_1 + \overline{G}_{Sm}(X_2)p_2 \text{ и } \overline{G}_{Cm}(X') = \overline{G}_{Cm}(X_1)p_1 + \overline{G}_{Cm}(X_2)p_2, \quad (4)$$

$$\text{где } p_1 = \frac{n_1}{n}, p_2 = \frac{n_2}{n} \text{ при } p_1 > 0, p_2 < 1, p_1 + p_2 = 1, \quad (5)$$

а нормированный спектр (2) последовательности X - в виде

$$\overline{G}_{Sm}(X) = \overline{G}_{Sm}(X_1)q_1 + \overline{G}_{Sm}(X_2)q_2 \text{ и } \overline{G}_{Cm}(X) = \overline{G}_{Cm}(X_1)q_1 + \overline{G}_{Cm}(X_2)q_2, \quad (6)$$

$$\text{где } q_1 = \frac{a_1 n_1}{A_1}, q_2 = \frac{a_2 n_2}{A_1} \text{ при } q_1 > 0, q_2 < 1, q_1 + q_2 = 1. \quad (7)$$

Построим в прямоугольной системе координат G_S, G_C (рис.2) вектор OE m -й составляющей нормированного спектра последовательности X и вектор OF аналогичной спектральной составляющей последовательности X' . В соответствии с соотношениями (4) ... (7) точки D и H , соответствующие векторам неизвестных нормированных частных спектров последовательностей X_1 и X_2 лежат на прямой, соединяющей точки E и F и расположены таким образом, что

$$\frac{EH}{DH} = q_1, \frac{ED}{DH} = q_2, \frac{FH}{DH} = p_1, \frac{FD}{DH} = p_2. \quad (8)$$

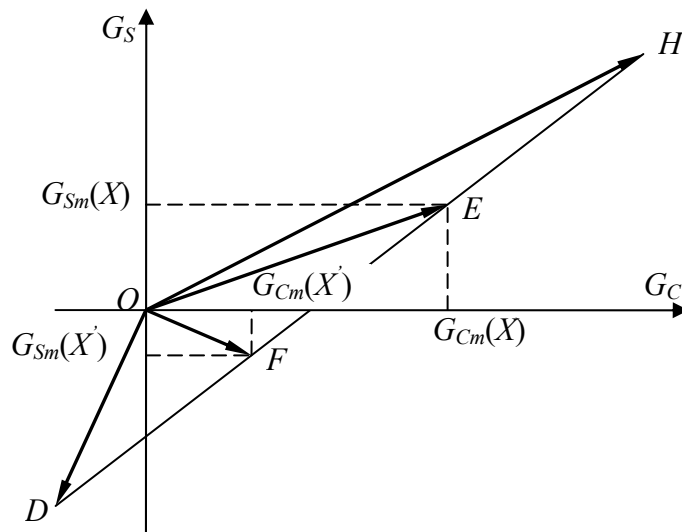


Рис. 2. Вектор m -й составляющей спектра импульсных последовательностей X_1 и X_2 .

Определив величины a_1, a_2, n_1 и n_2 путем решения системы уравнений (1) описанным выше методом, нетрудно по формулам (5) и (7) найти весовые коэффициенты p_1, p_2, q_1 и q_2 и на основе соотношений (8) определить составляющие частных спектров

$$G_{Sm}(X_1) = \frac{\bar{G}_{Sm}(X')q_1 - \bar{G}_{Sm}(X)p_1}{p_2q_1 - q_2p_1}, \quad G_{Cm}(X_1) = \frac{\bar{G}_{Cm}(X')q_1 - \bar{G}_{Cm}(X)p_1}{p_2q_1 - q_2p_1}$$

$$\text{И } G_{Sm}(X_2) = \frac{\bar{G}_{Sm}(X')q_2 - \bar{G}_{Sm}(X)p_2}{p_1q_2 - q_1p_2}, \quad G_{Cm}(X_2) = \frac{\bar{G}_{Cm}(X')q_2 - \bar{G}_{Cm}(X)p_2}{p_1q_2 - q_1p_2}.$$

Повторяя указанную процедуру для всех $m = 0, 1, \dots, M$, восстанавливаем частные спектры последовательностей X_1 и X_2 . Поскольку данные спектры являются спектрами частот повторения импульсов, то первые гармоники их представляют собой искомые оценки этих частот.

Модель анализатора для распознавания источников по их регулярным составляющим в смешанном потоке импульсных сигналов, реализующего предложенный способ представлена на рис. 3.

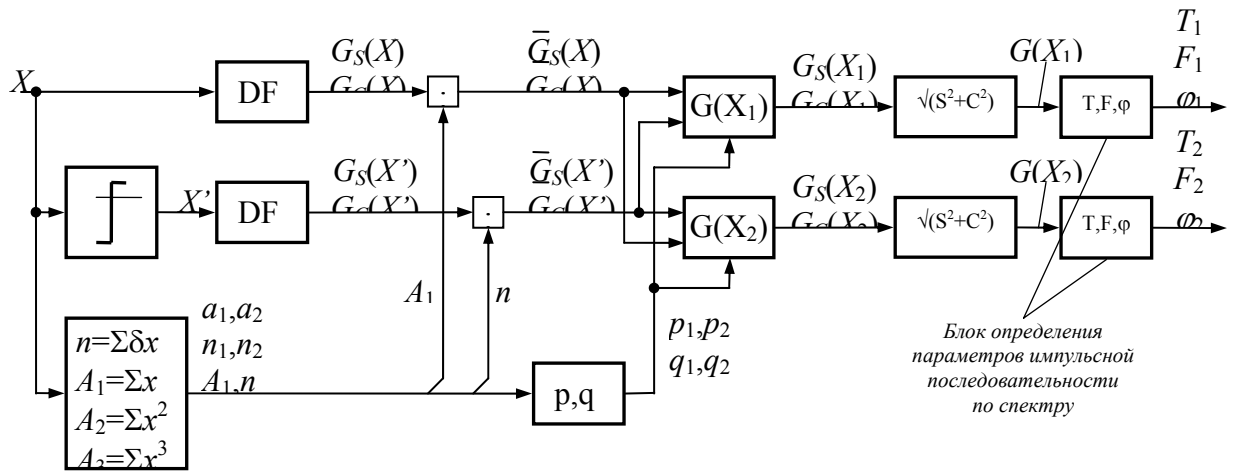


Рис. 3. Модель анализатора смешанной импульсной последовательности X .

Результаты моделирования описанного выше способа распознавания источников по их регулярным составляющим в смешанном потоке импульсных сигналов представлены на рис. 4 и рис. 5. Модель смешанной импульсной последовательности X и ее амплитудный спектр Фурье $G_X(f)$ показаны на рис. 4а и рис. 4б, соответственно. Последовательность X' , импульсов с единичной амплитудой, полученная из последовательности X и ее амплитудный спектр Фурье $G_{X'}(f)$ показаны на рис. 4с и рис. 4д.

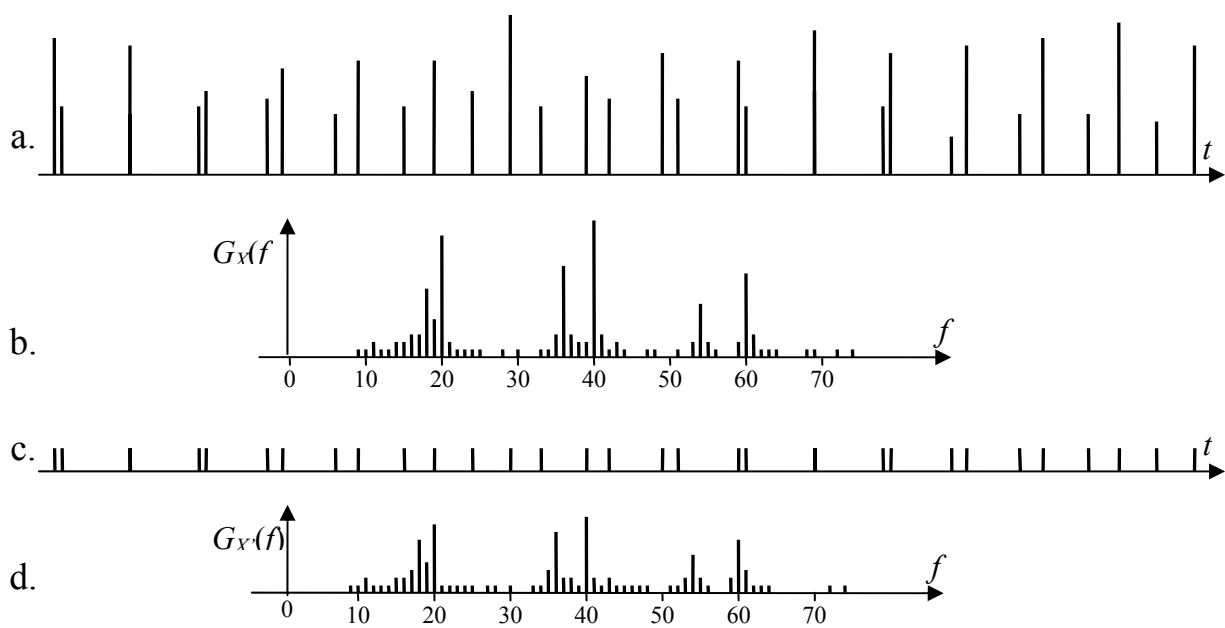


Рис. 4. Модель смешанной импульсной последовательности X .

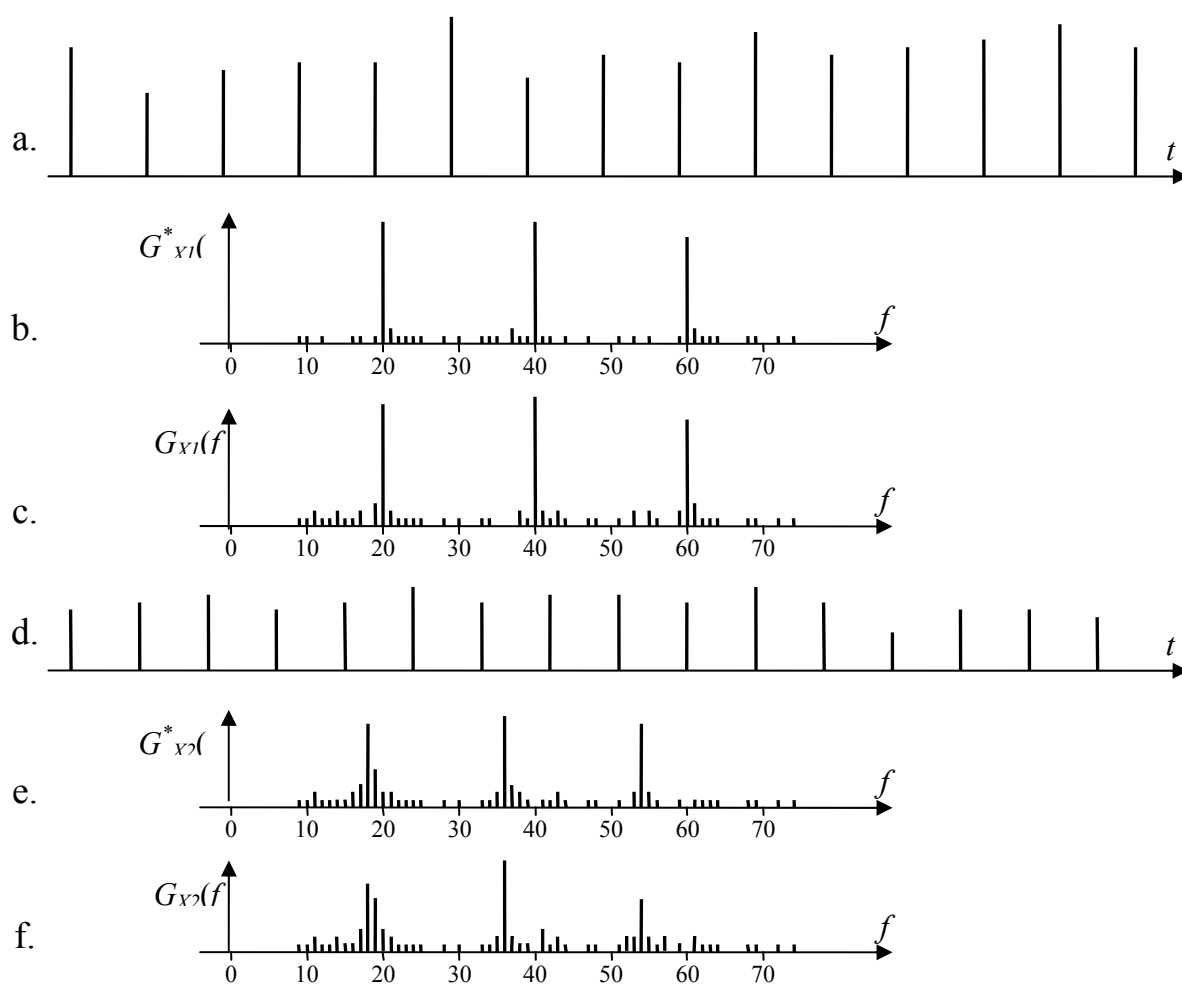


Рис. 5. Результат обработки смешанной импульсной последовательности X .

Результаты обработки смешанной импульсной последовательности X представлены на рис. 5. Модели импульсных последовательностей X_1 и X_2 показаны на рис. 5а и рис. 5d, соответственно; их истинные амплитудные спектры Фурье $G_{X_1}^*(f)$ и $G_{X_2}^*(f)$ - на рис. 5b и рис. 5e. Амплитудные спектры $G_{X_1}(f)$ и $G_{X_2}(f)$ импульсных последовательностей X_1 и X_2 , полученные в результате обработки входной смешанной импульсной последовательности X показаны на рис. 5с и рис. 5f.

Кроме того, соотношения синусных и косинусных составляющих первой гармоники позволяют определить относительное положение каждой из последовательностей X_1 и X_2 во временном интервале T без непосредственного выделения этих последовательностей.

Литература:

1. Рабинер Л., Гоулд Б. Теория и применение цифровой обработки сигналов. Пер. с англ./ под ред. Ю.Н. Александрова. –М.: Мир, 1978, -848 с.: ил.

ВИРТУАЛЬНОЕ ПРИЛОЖЕНИЕ ДЛЯ АНАЛИЗА ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИГНАЛОВ ПОСРЕДСТВОМ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ

А.Н. Осинский, Д.А. Паляничко, С.И. Сергеев, Д.С. Шантырь
Национальный технический университет Украины «Киевский
политехнический институт», Украина, 03056, г.Киев-56, пр-т Победы,
37, корп 18., к.211, 8-095-577-59-23, shantyr@meta.ua

Разработано виртуальное приложение для выполнения интегральных преобразований измерительного сигнала. Приведено описание приложения, обзор возможностей и рекомендации по его применению.

В истоках классической теории обработки сигналов лежит теория операционного исчисления на основе интегральных преобразований вида

$$F(p) = \int_b^a x(t)k(t, p)dt,$$

где $x(t)$ - анализируемый сигнал, $k(t, p)$ - ядро интегрального преобразования, от которого зависит вид преобразования и характер решаемых с его помощью задач [1]. Наиболее общим является интегральное преобразование Лапласа (ПЛ) ($k(t, p) = e^{-pt}$, $a = -\infty$, $b = \infty$), поскольку с ним можно связать преобразования, наиболее широко используемые на практике. ПЛ связывает класс функций действительной переменной t с функцией-изображением комплексной переменной $p = s + j\sigma$. То есть, ПЛ является спектральной характеристикой экспоненциально-убывающей гармонической функции с коэффициентом затухания s и частотой колебания σ . Отсюда следует связь с гармоническим анализом Фурье ($s = 0$, $\sigma = \omega$), который наглядно демонстрирует главные периодические свойства анализируемого сигнала, описываемые всего двумя действительными $\sin \omega t$ и $\cos \omega t$ или одной комплексной функцией $e^{j\omega t}$, оконным преобразованием Фурье, преобразованием Габора, вейвлет анализом и др. Рассматривая отдельно и в различных комбинациях действительную и мнимую составляющие комплексного экспоненциального базиса e^{-pt} , можно адаптировать преобразование под свойства исследуемого измерительного сигнала.

На основе изложенного выше, для освоения студентами в рамках дисциплины «Цифровая обработка сигналов» особенностей применения интегральных преобразований с экспоненциальным базисом для анализа измерительных сигналов разработан виртуальный инструмент (рис.1) позволяющий подстраивать базис преобразования под анализируемый сигнал. При этом студенту наглядно демонстрируются достоинства и недостатки применения того или иного преобразования для решения конкретных задач.

Разработанный виртуальный инструмент позволяет рассматривать в качестве ядра преобразования:

- комплексный экспоненциальный базис e^{-pt} ,
- мнимую часть комплексного экспоненциального базиса e^{-pt} ,
- действительную часть комплексного экспоненциального базиса e^{-pt} ,
- сочетание окна известного вида и мнимой части базиса e^{-pt} .
- подобный комплексный экспоненциальный базис $\Pi(e^{-pt})$

Также имеется возможность адаптировать преобразование к свойствам анализируемого сигнала путем выполнения основных преобразований подобия базиса: сдвиг, перемещение, масштабирование и перспектива. В соответствие аргументам всех используемых функциональных зависимостей ставится в соответствие переменные времени и частоты. Для облегчения понимания рассматриваются лишь одномерные функции. Благодаря использованию комплекта для сбора данных DAQ имеется также возможность анализа сигналов полученных от внешних источников.

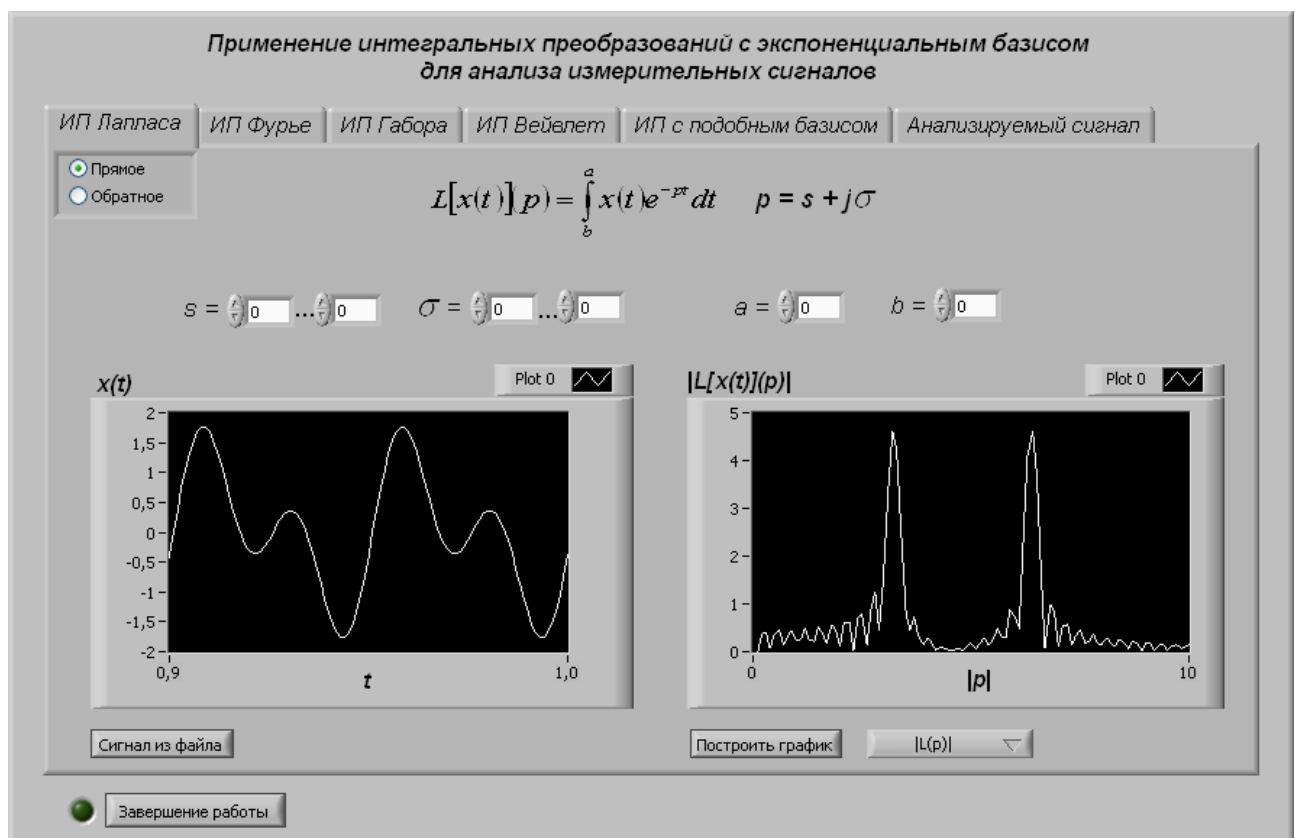


Рис.1. Виртуальный инструмент для выполнения интегральных преобразований измерительного сигнала

Виртуальный инструмент построен в пакете LabView 8.2. При работе с ним также есть возможность использования оборудования National Instruments для сбора данных (плата интерфейсная NI PCI-6221, M Series DAQ (16 analog inputs, 24 digital I/O, 2 analog outputs) и учебного генератора сигналов DAQ Signal Accessory

Данный виртуальный инструмент может быть использован как при изучении курса цифровой обработки сигналов, так и при исследованиях

различных методов анализа сигналов, в основе которых лежат интегральные преобразования [2,3].

Литература:

1. Интегральные преобразования и операционное исчисление/ Волков И.К., Канатников А.Н.: Учеб. для вузов. - М., 2002
2. Шантир Д.С. Оптимальна селекція інформативних складових у спектрі вібродіагностичного сигналу // Наукові вісті НТУУ «КПІ». - 2007. - №3. – С. 94-98.
3. Володарський Є.Т., Шантир Д.С., Шантир С.В. Дворівневий структурний аналіз вібродіагностичних сигналів // Інформаційні технології та комп'ютерна інженерія. -2007. – №1. С. 171-175.

ОЦЕНКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ И ПОГРЕШНОСТИ МЕТОДА В ЗАДАЧЕ ЧИСЛЕННОГО ДИФФЕРЕНЦИРОВАНИЯ

Б.Н. Белоусов, Н.Н. Шулипа

Национальный технический университет Украины «Киевский
политехнический институт», Киев, Украина

Программа LabVIEW, разрабатываемая компанией National Instruments, - это среда для проведения экспериментальных исследований и моделирования. Она содержит большой набор инструментов для сбора данных, их обработки, анализа и отображения. Раздел функций (виртуальных приборов) генерации, ввода и обработки данных включает математические функции, такие как дифференцирование и интегрирование, решение дифференциальных уравнений, интегральные преобразования и т.п. При решении соответствующих задач очень важно следить за погрешностями исходных данных и погрешностями методов получения приближенных решений. Необходимо учитывать эффекты их взаимодействия и совместного влияния на результаты. Например, операция численного дифференцирования является нерегулярной, так как отсутствует устойчивость решения.

Отсутствие устойчивости обычно означает, что сравнительно небольшой погрешности δx (вход) соответствует весьма большое δy (погрешность на выходе), и получаемое решение будет далеко от истинного. При вычислении производных численными методами приходится вычитать весьма мало различающиеся числа, что приводит к существенному росту относительных погрешностей.

Рассмотрим формулу численного дифференцирования первого порядка, с учетом погрешности метода и погрешностей в исходных данных:

$$y'(x) \approx \frac{\tilde{y}(b) - \tilde{y}(a)}{2h_1} + Ch_1^2 = \frac{y(b) - y(a) + 2\Delta}{2h_1} + Ch_1^2 = \frac{y(b) - y(a)}{2h_1} + \frac{\Delta}{h_1} + Ch_1^2$$

Здесь $\tilde{y}(x) = y(x) + \Delta$ приближенное значение функции с абсолютной погрешностью Δ ;

Таким образом, получена оценка суммарной погрешности численного дифференцирования $R = R_1 + r_1$; $R_1 = Ch_1^2$; $r_1 = \frac{\Delta}{h_1}$, как функции шага.

Учитывая, что эта функция имеет экстремум типа минимум, определим оптимальный шаг h_{10} , обеспечивающий этот экстремум. Для этого возьмем производную и приравняем ее нулю

$\frac{dR}{dh_1} = 2Ch_1 - \frac{\Delta}{h_1^2} = 0$; решение полученного уравнения даст формулу для оптимального шага $h_{1o} = \sqrt[3]{\frac{\Delta}{2C}}$.

Проиллюстрируем графически (рис.1) поведение результата численного дифференцирования в зависимости от шага (номера итерации i). Переход к следующей итерации связан с регулярным уменьшением шага в два раза. Точное значение производной изображено красной линией, приближенное – синей. На первых итерациях заметна тенденция интенсивного **регулярного** уменьшения погрешности. Начиная с итерации $i=11$, погрешность возрастает случайным образом (процесс раскачки).

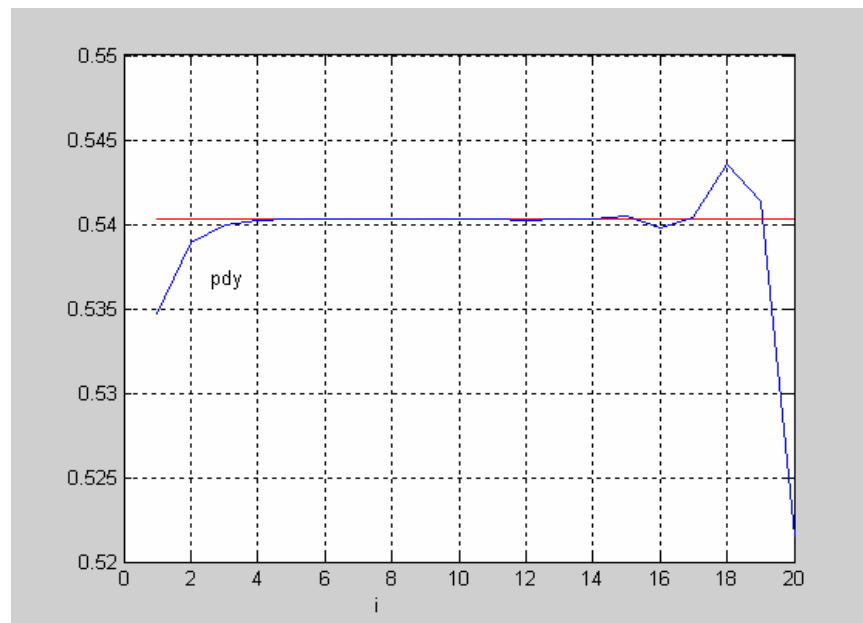


Рис.1 Нерегулярность метода

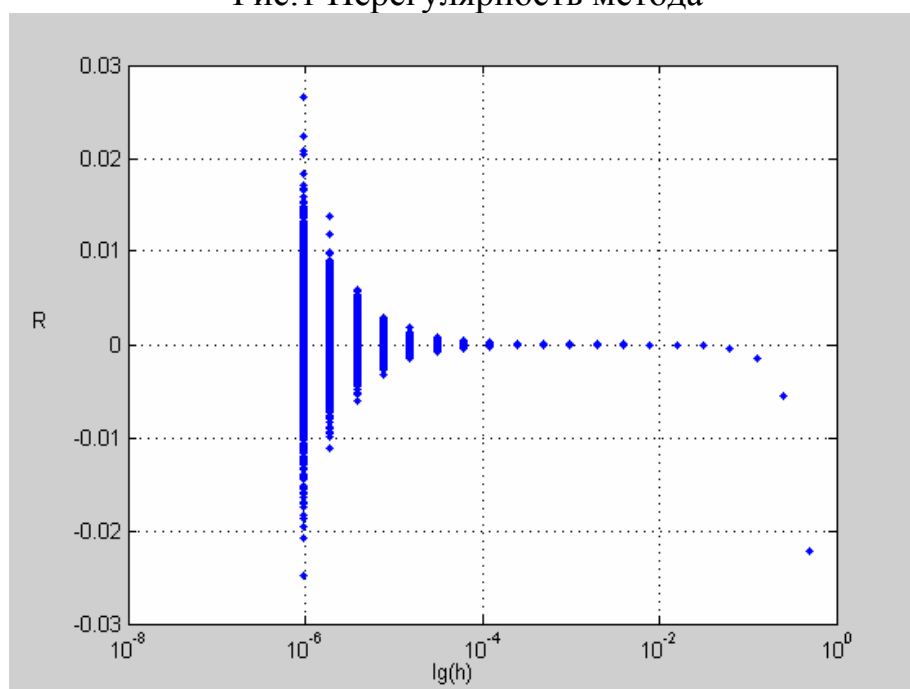


Рис.2 Область разброса случайной погрешности r_1 относительно погрешности метода R_1 (статистический результат).

Литература

1. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы.-М.: Лаборатория Базовых Знаний , 2001.-632с.

МІКРОПРОЦЕСОРНИЙ СТЕНД ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ МАГНІТНИХ ДАВАЧІВ КУТА ПОВОРОТУ

В.А.Юрокін, С.А.Богомазов
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
Київ, Україна
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

На сьогоднішній день активними темпами впроваджуються технології, які дозволяли б людині якомога менше втручатися у технічні процеси, не втрачаючи при цьому можливості контролю за об'єктами. Оскільки обертальні рухи є невід'ємною складовою майже будь-якого рухомого об'єкту, актуальним на сьогодні є питання вимірювання параметрів обертальних рухів, зокрема вимірювання кута повороту рухомого об'єкту. Існує декілька різновидів давачів(енкодерів) кута повороту: це інкрементальні та абсолютні. Вони відрізняються один від одного принципами передачі корисної інформації від об'єкту дослідження до пристрою, що відповідає за її обробку. У інкрементальних давачах до пристрою обробки передається інформація про різницю між положенням на момент початку відліку та положенням об'єкту в момент зчитування інформації про його стан. У абсолютних давачах кожній можливій позиції об'єкту дослідження відповідає певний унікальний код, таким чином при використанні давачів цього типу в будь-який момент часу можливим є отримання інформації про положення об'єкту, в незалежності від початкової точки відліку. Оскільки акцент робився на точному вимірюванні кута повороту, то розглядається лише друга група.

Давачі, які відносяться до групи абсолютних, можна розділити на такі підгрупи як оптичні, механічні та магнітні. Оскільки найбільшу точність дозволяють отримати пристрої, побудовані на основі давачів останньої підгрупи – було вирішено проводити дослідження абсолютних магнітних енкадерів. Об'єктом дослідження було обрано один із представників магнітних давачів кута повороту, а саме MLX90316, який побудовано на основі ефекту Хола із використанням фірмової технології TriAxis™ фірми Melexis.

Метою роботи було створення стенду для вивчення характеристик, властивостей, можливостей застосування магнітних енкадерів, а також можливостей обробки та корегування результатів вимірювання. Для цього було створено віртуальну модель давача MLX90316 у середовищі LabView, яка з'єднана із демонстраційним стендом на базі плати DMB-MLX90316DC, що дозволяє користуючись персональним комп'ютером вивчати роботу та особливості внутрішньої будови давача.

Технологія TriaXis™, на основі якої побудовано давач MLX90316 дозволяє в якості вхідної інформації сприймати напруженість магнітного поля прикладеного паралельно до площини мікросхеми, тобто давач реагує на положення полюсів магніту, який розташовано паралельно до нього. Давач містить у собі дві ортогональні пари сенсорів Хола, на виході яких при обертальному русі магніту з'являється синусоїдальний та косинусоїдальний сигнали, які передаються на подальшу обробку. Процес перетворення сигналу зображено на рисунку 1:

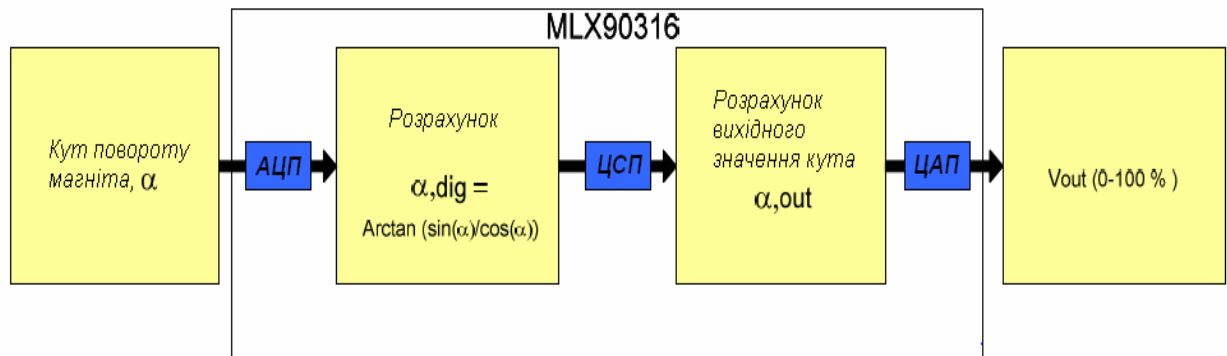


Рис. 1. Схема перетворення сигналу у давачі MLX90316

На вхід АЦП надходять значення із сенсорів Хола, де відбувається аналогово-цифрове перетворення, перед початком розрахунку значення α_{DIG} відбувається процес первинної калібровки давача, після закінчення калібрування цифрове значення кута повороту надходить на наступний етап, де воно корегується згідно із параметрами, заданими на етапі кінцевого калібрування, після чого значення α_{OUT} надходить до ЦАП і на виході отримується напруга, пропорційна куту повороту цільового об'єкту.

Перетворення сигналу від сенсорів Хола, які реагують на поворот магніту, у значення кута повороту відбувається за формулою (1):

$$\alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}, \quad (1)$$

де V_x та V_y - це напруги на виході пар сенсорів Хола. Значення цих напруг залежить від кута повороту магніту над давачем наступним чином:

$$V_x = V_{x,0}(T) + A_x(\alpha) \sin(90^\circ - \alpha - \beta) \quad (2)$$

$$V_y = V_{y,0}(T) + A_y(\alpha) \sin(\alpha), \quad (3)$$

де: T - температура середовища, де працює давач;

$V_{x,0}(T)$ - температурне зміщення на виході сенсорів по осі X;

$V_{y,0}(T)$ - температурне зміщення на виході сенсорів по осі Y;

$A_x(\alpha)$ - чутливість сенсорів по осі X;

$A_y(\alpha)$ - чутливість сенсорів по осі Y;

β - похибка від не ортогональності (фазова похибка).

Перед тим як починається обчислення арктангенса – відбувається компенсація чотирьох складових похибки:

- Зміщення ($V_{x,0}(T) \neq 0, V_{y,0}(T) \neq 0$);
- Неспівпадіння чутливості ($A_x \neq A_y$);
- Фазова похибка ($\beta \neq 0$);
- Нелінійність сигналу ($A_x = A_x(\alpha), A_y = A_y(\alpha)$).

Оскільки дана процедура відбувається на рівні мікропроцесора без втручання користувача – у віртуальній моделі було вирішено створити можливість ручного задавання складових похибки для можливості дослідження впливу складових на результат. В результаті проведених експериментів було отримано графіки, що ілюструють вплив наведених вище похибок на результат визначення кута повороту об'єкта. На рисунку 2 зображено залежність похибки, що вноситься зміщеннями $V_x(T)$ та $V_y(T)$, від кута повороту.

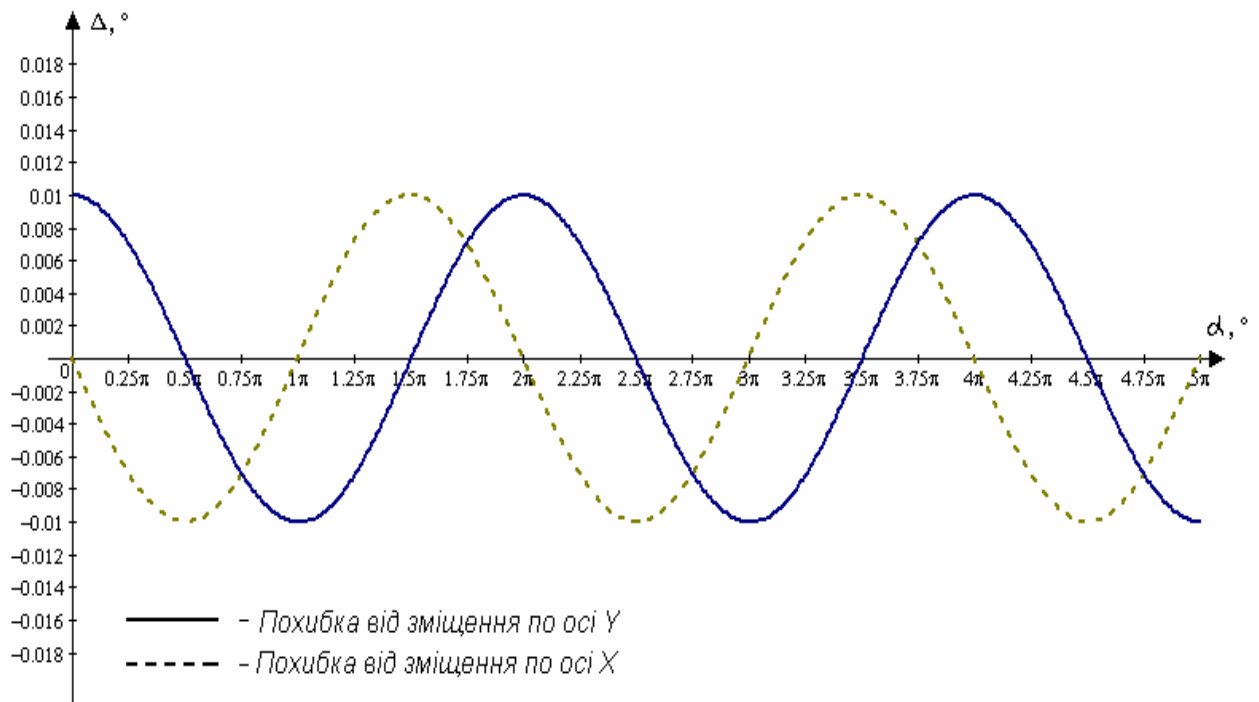


Рис.2. Вплив зміщення на похибку

При дослідженні впливу неспівпадіння чутливості сенсорів $A_x(\alpha)$ та $A_y(\alpha)$ - було отримано результати наведені на рис.3.

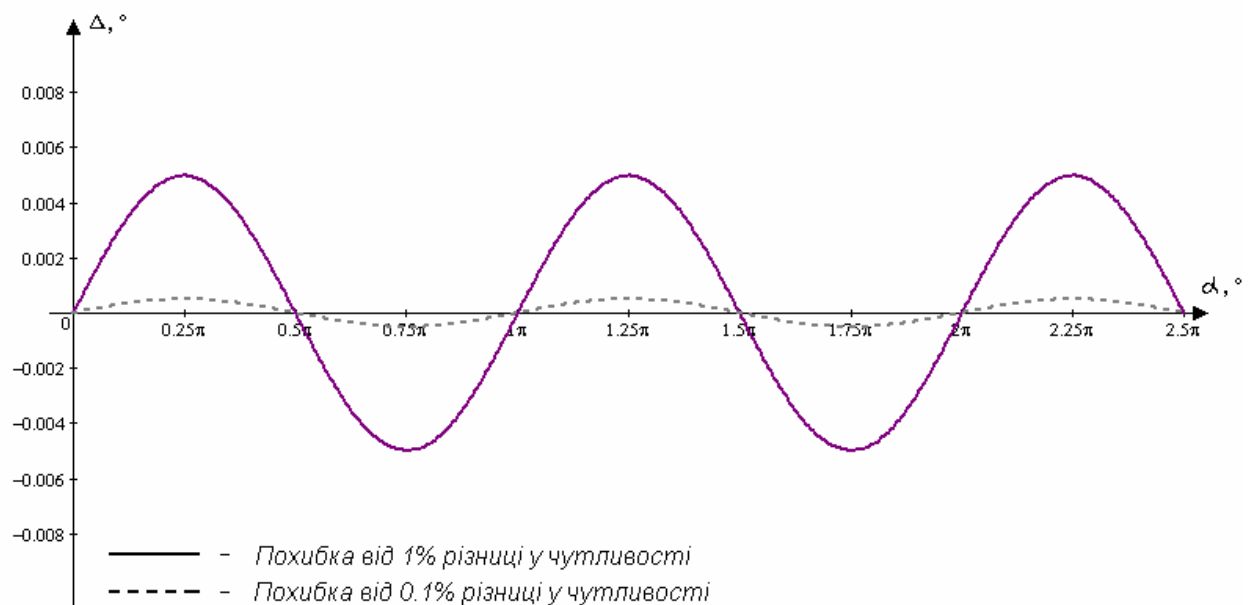
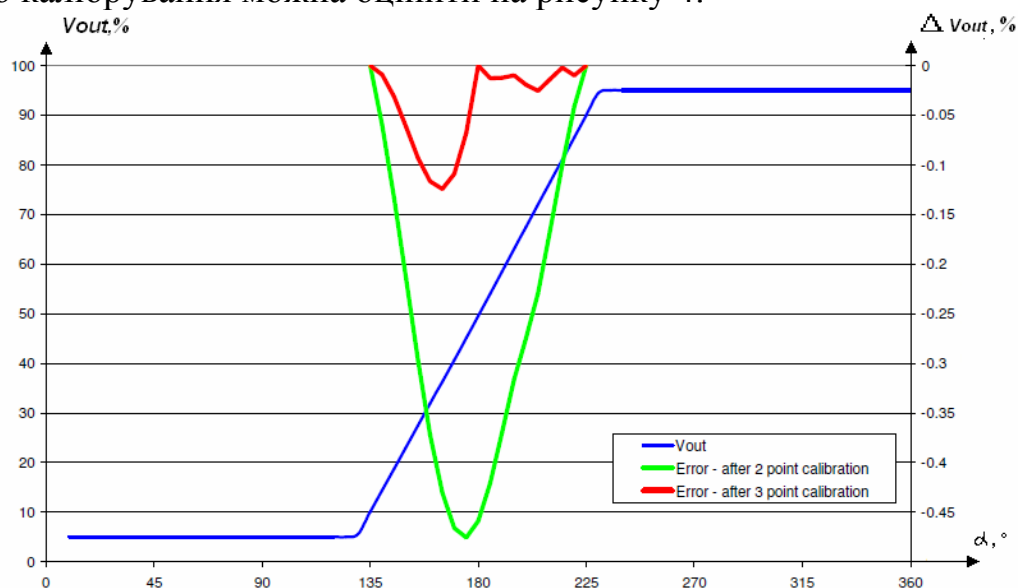


Рис.3. Вплив неспівпадіння чутливості сенсорів на похибку

Вищеописані похибки майже повністю компенсуються в процесі первинного калібрування, проте при застосуванні датчика у реальних експлуатаційних умовах можуть з'явитися похибки внаслідок несоосності датчика та магніту та нахилу. Ці похибки неможливо компенсувати в автоматичному режимі на етапі первинного калібрування. Тому у датчику MLX90316 впроваджено етап кінцевого калібрування, під час якого можна вручну змінити кривизну вихідної характеристики датчика. Для дослідження можливостей впливу цього етапу калібрування на вихідну характеристику було створено модуль, що відповідає за кінцеве калібрування віртуальної моделі. Він реалізує можливість калібрування у декількох точках. Таким чином, завдяки моделі можна оцінити ефективність калібрування, а також визначити оптимальну кількість калібрівочних точок. Практичну користь кінцевого калібрування можна оцінити на рисунку 4:



Для можливості дослідження вихідної характеристики давача, що під'єднано для віртуальної, моделі було створено мікропроцесорну плату, що відповідає за керування шаговим двигуном, вал якого з'єднується із магнітом, який розміщено безпосередньо над давачем. Управління платою здійснюється за допомогою середовища LabView через інтерфейс RS-232, також можливе зовнішнє керування через послідовний порт. Оскільки шаговий двигун має фіксовану кількість кроків на повний оберт – завдяки створеній системі можна будувати криву залежності вихідного значення давача від кута повороту магніту над ним, а також досліджувати вплив кінцевого калібрування.

Таким чином в процесі роботи над мікропроцесорним сендом для дослідження магнітних давачів кута повороту було проведено дослідження давача MLX90316 на основі якого було створено віртуальну модель, яка дозволяє досліджувати вплив похибок, що виникають в процесі роботи магнітного давача. Було розглянуто два етапи калібрування, що реалізовані у вищезгаданому давачі, на основі чого була створена їх комп'ютерна модель. Для детального дослідження вихідної характеристики давачів було створену систему на основі шагового двигуна із створеним спеціально для нього мікропроцесорним контролером, що відповідає за його позиціонування. Описана система дозволяє знімати вихідні значення давача у заданих точках, що забезпечується шаговим двигуном та його контролером. Завдяки використанню послідовного інтерфейсу для керування контролером шагового двигуна – зняття залежності можна проводити у автоматичному режимі, що полегшує дослідження давачів.

Завдяки використанню створеної системи проведено дослідження можливості та доцільності реалізації корегуючих алгоритмів на основі мікропроцесорів чи персонального комп'ютера. В результаті проведеної роботи і вивчення будови давача MLX90316, завдяки моделюванню його роботи, було зроблено висновок, що алгоритм кінцевого калібрування може бути реалізовано за межами мікросхеми давача, що набагато спрощує використання давача та дозволить зробити систему, побудовану на основі магнітних енкодерів кута повороту більш універсальною і незалежною від конкретної моделі мікросхеми. В той же час завдяки використанню алгоритмів корекції на стороні пристрою обробки інформації стане можливим оперативне внесення корегуючи даних, без великих матеріальних та часових затрат. В той час, коли реалізація досліджуваного давача передбачає використання спеціальних пристроїв для проведення калібрування.

Література

1. У. Тицше, К. Шенк «Полупроводниковая схемотехника» -ДОДЭКА, 2008
2. П. Хоровиц, У. Хилл «Искусство схемотехники»
3. WWW.MELEXIS.COM/DATASHEETS/MLX90316/appnotes
4. www.kazus.ru/datasheets

5. В. Трамперт «AVR-RISC микроконтроллеры»
6. Форум разработчиков National Instruments www.native-instruments.com/forum

УДК 303.714, УДК 681.5.01

ЗАСТОСУВАННЯ НЕПАРАМЕТРИЧНИХ ОЦІНОК ПРИ ВИЗНАЧЕННІ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ КОНТРОЛЮЮЧИХ ТЕСТІВ В СИСТЕМАХ ДИСТАНЦІЙНОГО НАВЧАННЯ

Яремчук Н.А., Шведова В.В.

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», кафедра інформаційно-вимірювальної техніки,
тел. (+38044) 241-86-16, e-mail: shvedova_viktoriya@ukr.net

Основною задачею будь-якої дистанційної програми навчання, реалізованої у вигляді окремих дистанційних курсів (ДК), розроблених на основі автоматизованої системи дистанційного навчання (АСДН) є забезпечення високої якості процесу навчання [1], що не поступається традиційній формі навчання. При цьому одну з головних ролей в таких системах відіграє підсистема контролю рівня підготовленості студентів на різних етапах навчання: вступне тестування, поточний контроль засвоєння матеріалу, атестаційний контроль по завершенню вивчення окремих фрагментів (модулів) навчальної програми. Більша частина контрольних заходів при дистанційному навчанні проводиться за допомогою автоматизованого комп'ютерного тестування [2, 3]. Крім того, автоматизовані підсистеми тестування часто використовуються як автономні системи контролю при традиційних формах навчання, що значно полегшує діяльність викладача та підвищує ефективність їх праці, звільняючи час для реалізації більш інтелектуальних і творчих форм роботи.

Поряд з цим потрібно зазначити, що всі переваги автоматизованого контролю з використанням тестових завдань, які зазначені в [4, 5] можна отримати лише при використанні якісної підсистеми контролю, яка б забезпечувала отримання дійсно об'єктивних, обґрунтованих оцінок, виражених в певних одиницях, що супроводжуються зазначенням невизначеності оцінок; оцінки мають забезпечувати чітке та однозначне їх розуміння різними суб'єктами навчального процесу та бути порівнюваними між собою.

Для реалізації поставлених вимог підсистема контролю СДН (або автоматизована система тестування) має задовольняти певним критеріям якості. Серед характеристик системи, що безпосередньо визначають якість її функціонування виділяють показники якості, які підлягають перевірці, оцінці та контролю як перед впровадженням системи в експлуатації, так і безпосередньо в процесі її експлуатації [6, 7]. Оцінювання показників якості системи в продовж експлуатації повинне мати періодичний характер, що найкращим чином може бути реалізовано шляхом розробки системи моніторингу, яка б в автоматичному режимі реалізувала поставлені задачі.

Процедура тестування за своєю суттю є емпіричною, тому отримані результати тестування використовуватимуться в двох аспектах:

на стадії стандартизації

- для оцінювання показників якості системи автоматизованого контролю рівня підготовленості студентів;

на стадії експлуатації

- для контролю оцінок показників якості системи автоматизованого контролю рівня підготовленості студентів, отриманих на стадії стандартизації;
- для уточнення попередніх оцінок шляхом зменшення невизначеності за рахунок збільшення емпіричних даних при використанні спеціальних алгоритмів обробки даних;
- для оцінювання рівня підготовленості студентів та уточнення отриманих оцінок шляхом генерування індивідуальних рішень з корегуванням попередніх оцінок учнів.

Серед показників якості процедури тестування та окремих завдань тесту [8, 9, 10] найчастіше згадують наступні:

- надійність, яка характеризує точність процедури тестування та її інваріантність до випадкових чинників;
- валідність, яка характеризує адекватність процедури тестування поставленій меті;
- трудність, яка характеризує адекватність процедури тестування вибірці опитуваних за складністю змістовного матеріалу;
- розрізняльна здатність, яка характеризує чутливість процедури тестування до індивідуальних особливостей учнів.

Розгляд та систематизація методів та способів оцінювання наведених показників дозволив виявити суттєві недоліки в наявних підходах їх оцінювання.

Головним чином проблема полягає в тому, що первинні бали опитуваних та завдань тесту, на основі яких проводиться розрахунок показників якості підсистеми контролю [9], є емпіричною системою, прояви властивості якої знаходяться у відношенні еквівалентності і порядку:

$$Q = \langle Q; \sim; \succ \rangle,$$

де Q - прояви властивості;

$\sim, \succ$ - емпіричні відношення еквівалентності та порядку відповідно.

Для зазначених статистик відсутнє відношення пропорційності розмірів властивості та відношення інтервалів. Тому вихідні дані тестування відображаються ординальною шкалою $N = \langle N; =; \succ \rangle$ з допустимими операціями над елементами шкали в переліку: більше, менше або дорівнює.

В той же час операція отримання середнього арифметичного та середнього квадратичного, які використовують при визначенні надійності та валідності процедури тестування є допустима лише для метричних шкал, на які розповсюджені відношення пропорційності і різниць.

З огляду на це твердження запропоновано удосконалення відомих формул для визначення показників надійності та валідності з поправкою на особливості опрацювання експериментальних даних, що не мають

властивості різниць та пропорційності. З цією метою запропоновано використовувати непараметричні методи для оцінювання центрів розподілів та розсіювань експериментальних даних [11].

Таким чином модифікована формула Кьюдера–Річардсона для оцінювання надійності процедури тестування матиме вигляд:

$$R_{KR} = \frac{L}{L-1} \left(1 - \frac{S_x^2 - \sum_{i=1}^L p_i q_i}{S_x^2} \right),$$

де L - кількість завдань в тесті;

S_x - СКВ результатів тестування (первинних балів опитуваних), отримане за вибірковими квартилями:

$$S_x = (x'_{n-k} - x'_k) / 1,35, \quad k = \frac{n}{4},$$

n - кількість опитуваних;

x'_{n-k}, x'_k - $(n-k)$ -ий та n -ий елементи ранжованого ряду первинних балів опитуваних;

p_i - відносна кількість опитаних, які виконали завдання, ($q_i = p_i - 1$).

Ще одним показником, який доцільне оцінювати як на етапі стандартизації, так і на етапі моніторингу СДН є критеріальна валідність окремих тестових завдань, яка оцінюється за допомогою точково-бісеріальної кореляції. Точково-бісеріальний коефіцієнт є оцінкою валідності, що перевіряє узгодженість результатів виконання окремих завдань з сумарними результатами тестування. Оцінювання цього показника має недолік притаманний для інших оцінок, що передбачають інтервальні властивості первинних даних. Поряд з цим даний показник можна вважати найбільш ефективним з точки зору отримання попередньої інформації про якість тесту в рамках класичної теорії.

Аналогічно попередньому, традиційна формула для оцінювання названого показника потребує удосконалення в мету уможливлення її використання для розрахунку валідності завдань тесту на основі первинних даних тестування, що належать до шкал порядку.

Тому в якості міри центральної тенденції для опитуваних, що правильно і неправильно відповідали на завдання тесту, обрано медіани відповідних рядів, а в якості міри варіації – СКВ, визначене на основі вибірових квартилей [11].

Удосконалена формула для оцінювання критеріальної валідності завдань тесту матиме вигляд:

$$r_{bis_j} = (med\{x_{iB}\} - med\{x_{iH}\}) \frac{\sqrt{p_j q_j}}{S_x},$$

де $med\{x_{iB}\}$ - медіана проранжованого ряду первинних балів опитаних, які правильно відповіли на завдання тесту;

$med\{x_{iH}\}$ - медіана проранжованого ряду первинних балів опитаних, які неправильно відповіли на завдання тесту;

S_x - СКВ вибірки опитаних, що отримано на основі вибіркових квартилей.

Таким чином, широкий розвиток систем дистанційного навчання ставить нові проблеми з контексті забезпечення оцінювання якості таких систем на основі певних нормованих показників. Одним з основних компонентів СДН є підсистема контролю, яка підлягає стандартизації при випуску в експлуатацію і моніторингу на подальших стадіях життєвого циклу. Визначальними показниками якості такої системи вважають надійність, валідність, трудність та розрізняльну здатність процедури тестування. Однак при оцінювання показників надійності та валідності традиційно прийнято використовувати способи оцінювання, призначенні для опрацювання величин, які мають властивості різниць та пропорційності. Відсутність таких відношень для первинних балів, на основі яких проводяться розрахунки названих показників, дає підстави стверджувати, що традиційні оцінки не є адекватними в даній ситуації. Тому запропоновано удосконалення відомих способів оцінювання шляхом використання непараметричних оцінок при визначенні центральних тенденцій та мір розсіювання експериментальних даних.

Література

1. Федорук П. І. Адаптивна система дистанційного навчання та контролю знань на базі інтелектуальних Інтернет-технологій: Монографія. Івано-Франківськ: Видавничо-дизайнерський відділ ЦІТ Прикарпатського національного університету імені Василя Стефаника, 2008. – 326 с.
2. Алексеев А.Н. Дистанционное обучение инженерным специальностям: Монография. – Сумы: ИТД «Университетская книга», 2005. – 333 с.
3. Паращенко Л.І., Леонський Л.І., Леонська В.Д. Тестові технології в навчальному закладі: Методичний посібник. К.: [ТОВ «Майстерня книги»], 2006.-217 с.
4. Басев Н. В. Педагогика и практическая психология. – Ростов-на-Дону. – Феникс, 2000. – 412с.
5. Чельшкова М. Б. Теория и практика конструирования педагогических тестов: Учебное пособие. - М.: Логос, 2002. – 432 с.
6. Ціделко В.Д., Яремчук Н.А., Шведова В.В. Моніторинг систем дистанційного навчання // Вища освіта в Україні, 2006. - с. 55- 60.
7. Шведова В.В. Оцінювання показників контролюючих тестів при пілотному експерименті і в режимі дослідної експлуатації систем дистанційного навчання //Наукові вісті, 2007, №3. – с.121-126.

8. Психологическая диагностика. - Учебное пособие под редакцией Гуревича К. М., Борисовой Е. М. - Москва – Воронеж. - «МОДЭК». - 2001. – 435с.
9. Нейман Ю. М., Хлебников В. А. Введение в теорию моделирования и параметризации педагогических тестов. –Москва, 2000. –168 с.
10. Аванесов В. С. Тесты в социологическом исследовании. – М: Наука, - 1982. – 199с.
11. Грановский В.А., Сирая Т.Н. Методы обработки экспериментальных данных при измерениях. - Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1990. -288 с.

УДК: 681.327

ИССЛЕДОВАНИЕ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ РУЛЕЙ ВЫСОТЫ И НАПРАВЛЕНИЯ

**В.П. Зинченко, Н.П. Зинченко, А.В. Сарыбога,
К.Миронова¹⁾,**

В.К. Артамонов, П.В. Артамонов²⁾

¹⁾ Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт", г. Киев, Украина, e-mail: k_a_t_y_a_@bigmir.net

²⁾ АНТК им. О.К.. Антонова, г. Киев, Украина, e-mail: pavel_Artamonov_@mail.ru

В работе приведены результаты тензометрических испытаний модели хвостового оперения самолета по определению шарнирных моментов рулей высоты и направления, в том числе с имитаторами льда.

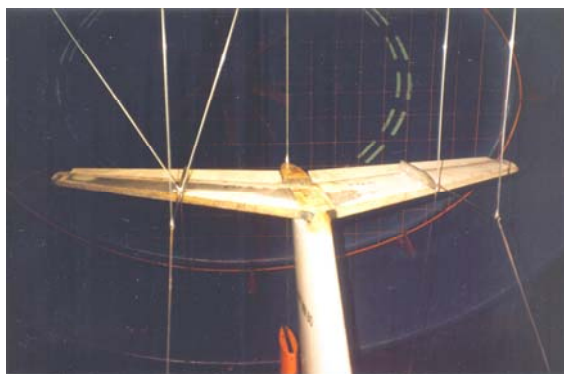


Рис. 1. МГО с имитатором вертикального оперения на подвеске

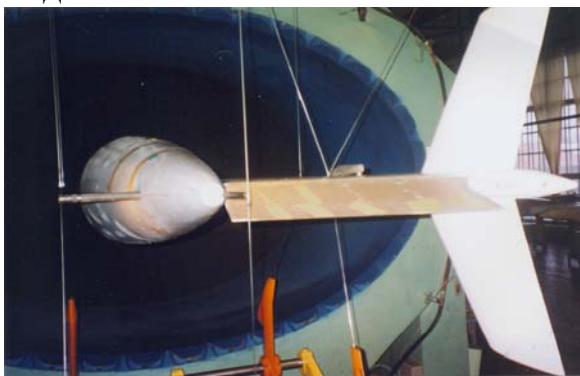


Рис. 2. МВО с имитаторами горизонтального оперения и

Рассматриваемые в настоящей хвостовой части фюзеляжа работе исследования относятся к типу тензометрических экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах (АДТ) [1 - 3]. Для их реализации предложены методические, программные и аппаратные средства [4 - 10].

Цель испытаний модели хвостового оперения самолета (МХО): определение шарнирных моментов (ШМ) рулей высоты и направления; оценка влияния на ШМ имитаторов льда (ИЛ) различных форм; проверка средств проведения испытаний; отработка методов обработки данных эксперимента.

Объектом испытаний являлась МХО масштаба 1:30, которая модель горизонтального оперения (МГО) и модель вертикального оперения (МВО) с такими параметрами соответственно: площадь $S \approx 0.79, 0.76 \text{ м}^2$; средняя аэродинамическая хорда $b \approx 0.92, 0.43 \text{ м}$.

Из-за значительных размеров МХО ее агрегаты не могут находиться в ядре потока аэродинамической трубы (АДТ) во всем заданном диапазоне углов атаки (α) и скольжения (β). Поэтому испытания по определению ШМ руля высоты и руля направления проводились отдельно. При определении ШМ руля высоты использовалась МГО в сочетании с имитатором вертикального оперения, составляющим $\sim 2/3$ высоты вертикального оперения (рис. 1). При определении ШМ руля направления использовалась МВО в сочетании с имитаторами горизонтального оперения и хвостовой части фюзеляжа (рис. 2). На носках МГО и МВО устанавливались ИЛ при неработающей ПОС для двух вариантов: ИЛ в конце полета в режиме ожидания в зоне аэродрома в условиях обледенения; ИЛ при наборе/снижения и прохождении нормируемой зоны обледенения, $H=2000\text{м}$.



Рис. 3. Усилитель сигналов Spider-8



Рис. 4. Однокомпонентные тензовесы

Значение ШМ руля высоты и руля направления измерялись с применением тензометров и усилителя сигналов типа Spider-8 (рис. 3). Для измерения ШМ рулей высоты и направления на левом руле высоты и на руле направления устанавливались однокомпонентные тензометрические весы (рис. 4). Схема подключения тензодатчиков с системе измерения и усиления сигналов показана на рис. 5.

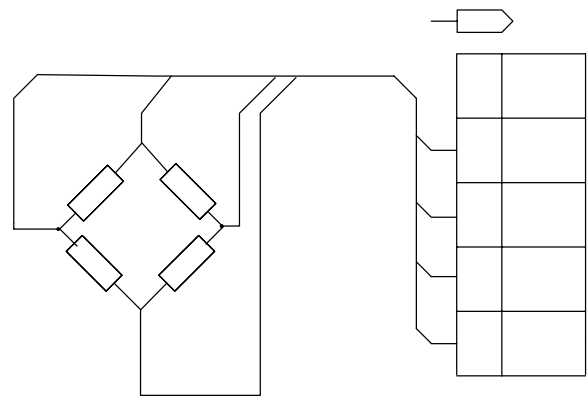


Рис. 5. Схема подключения тензодатчиков

Испытания МГО и МВО в АДТ для определения МШ рулей высоты и направления проводились
Таблица 1. Программа испытаний.

Определяемые характеристики	α°	β°	$\delta^\circ_{\text{В}}$	$\delta^\circ_{\text{Н}}$	ИМЛ	Варианты МХО
$m_{\text{шв}} = f(\alpha)$	$-25 \div 13$, $\Delta\alpha=2$	$-20 \div 20$, $\Delta\beta=10$	$-30 \div 20$, $\Delta\delta_{\text{В}}=5$	0	—	МГО+ИМВ О
$m_{\text{шв}} = f(\alpha)$	$-25 \div 13$, $\Delta\alpha=2$	0	$-30 \div 20$, $\Delta\delta_{\text{В}}=5$	0	вар.1, вар.2	МГО+ИМВ О
$m_{\text{шн}} = f(\beta)$	-20 ; -10 ; 0 ; 5 ; 15	$-36 \div 0$, $\Delta\beta=2$	0	$-30 \div 20$, $\Delta\delta_{\text{Н}}=5$	—	МВО+ИМГ О+ИМФ1Х 1
$m_{\text{шн}} = f(\beta)$	-10 ; 0 ; 15	$-36 \div 0$	0	$-30 \div 20$, $\Delta\delta_{\text{Н}}=5$	вар.1, вар.2	МВО+ИМГ О+ИМФ1Х 1

отдельно по программе, приведенной в табл. 1.

Для определения ШМ руля высоты использовалась МГО с имитатором вертикального оперения, которая улавливалась на подвеску аэродинамических весов (АВМ) в летном положении с помощью державок, расположенных на верхней ее поверхности. Скорость набегающего потока была $V=50\text{м/с}$, что соответствует числу Рейнольдса $Re_{b_A}=1,47 \cdot 10^6$. Углы атаки изменялись с помощью α -механизма АВМ, углы скольжения " β " изменялись при помощи поворотного круга АВМ.

Для определения ШМ руля направления использовалась МВО с имитаторами хвостовой части фюзеляжа и горизонтального оперения. Модель располагалась в горизонтальной плоскости для того, чтобы обеспечить нахождение МВО в ядре потока АДТ в заданном диапазоне углов атаки и скольжения. Скорость набегающего потока была $V=40\text{м/с}$, что соответствует числу Рейнольдса $Re_{b_A}=2,52 \cdot 10^6$. Углы атаки изменялись при помощи поворотного круга АВМ. Углы скольжения изменялись α -механизмом АВМ.

Коэффициенты ШМ рулей высоты и направления вычислялись по формуле: $m_{шi} = \frac{M_{шi}}{q S_i b_i}$, где: $M_{шi}$ – значение ШМ измеренного тензометром, кг м; q – скоростной напор потока в АДТ, кг/м²; S_i – площадь МВО или МГО, м²; b_i – характерный линейный размер МВО или МГО, м.

Определение коэффициентов ШМ для исследуемой МХО характерные площадь и линейный размер соответственно такие: $S_{рвлев}=0,12$ м²; $S_{рн}=0,26$ м²; $b_{рвлев}=0,12$ м; $b_{рн}=0,27$ м.

Результаты испытаний ШМ руля высоты и оценка влияния имитаторов льда представляются в виде зависимостей $m_{шв} = f(\alpha)$ и $m_{шв} = f(\delta_\epsilon)$ (рис. 6). Анализ $m_{шв} = f(\alpha)$ показывает, что имеются две характерные области обтекания руля высоты: плавное изменения, что соответствует безотрывному обтеканию ($m_{шв}^{\alpha}_{\delta_B=0} = -0,0032$ изменения со значительными градиентами,

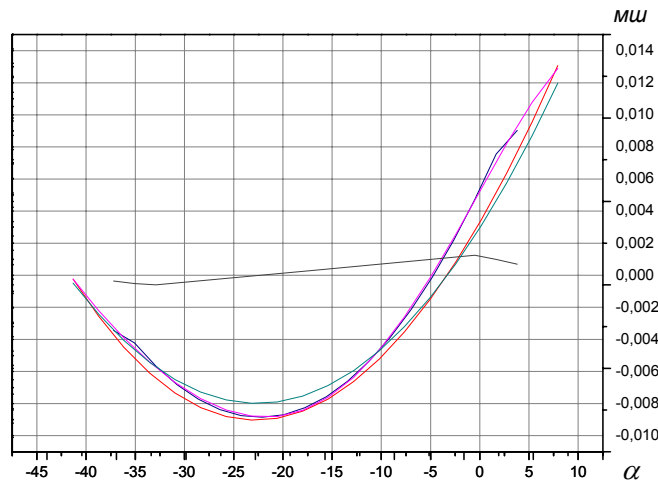


Рис.6. Зависимость $m_{шв} = f(\alpha)$ и $m_{шв} = f(\delta_\epsilon)$

что соответствует обтеканию сорванным потоком. Зависимости $m_{шв} = f(\delta_\epsilon)$ в полном диапазоне углов отклонения руля высоты практически линейны ($m_{шв}^{\delta_B}_{\alpha=0} \approx -0,01$). В диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 10^\circ$ ШМ руля высоты изменяются незначительно. На больших углах скольжения ШМ уменьшаются при обтекании руля с подветренной стороны и увеличиваются при обтекании с наветренной стороны: $m_{шв}^{\delta_B} = -0,008$, $\beta = 19,7^\circ$; $m_{шв}^{\delta_B} = -0,011$, $\beta = -20,3^\circ$.

На рис. 7 приведены зависимости $m_{шв} = f(\alpha)$ и $m_{шв} = f(\delta_n)$ модели с двумя вариантами ИЛ на носке горизонтального оперения. Как видно, при установке ИЛ область безотрывного обтекания МГО значительно уменьшается.

Значения $m_{шв}^\alpha$ при безотрывном обтекании руля высоты с ИЛ носке ГО и без них отличаются незначительно, а уменьшение производной $m_{шв}^{\delta_n}$ приблизительно одинаково для обоих вариантов ИЛ, $m_{шв}^{\delta_n} \approx -0,009$.

Результаты испытаний по определению ШМ руля направления и оценка влияния имитаторов льда представлены в виде зависимостей $m_{шн} = f(\beta)$ и $m_{шн} = f(\delta_n)$ (рис. 8).

Анализ показывает, что при изменении скольжения от $\beta=0$ до $\beta=-20^\circ$ наблюдается область плавного изменения ШМ (безотрывное обтекание), а при дальнейшем увеличении β градиент изменения ШМ существенно увеличивается (обтекание сорванным потоком). Значение $m_{шн}^\beta$ в области безотрывного обтекания изменяется в зависимости от положения

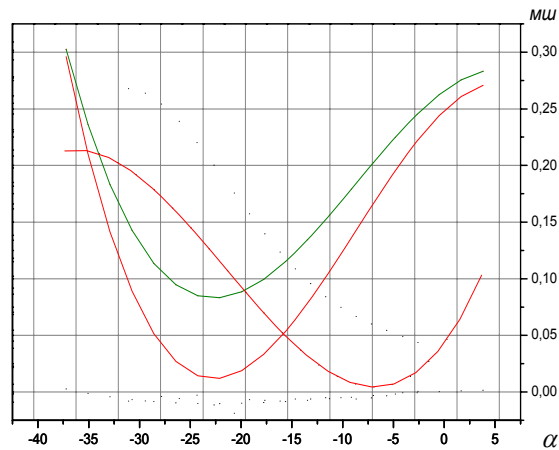


Рис.7. Зависимость $m_{шв} = f(\alpha)$ и $m_{шв} = f(\delta_n)$

руля направления (при $\alpha = 0,3^\circ$, $m_{шн}^\beta = -0,0065$, $\delta_n = -20^\circ$; $m_{шн}^\beta = -0,005$, $\delta_n = 0^\circ$; $m_{шн}^\beta = -0,003$, $\delta_n = 20^\circ$). Отметим, что при небольших углах отклонения руля направления $\delta_n \leq \pm 10^\circ$ наблюдается область углов скольжения, где $m_{шн}^\beta = 0$, и которая зависит от положения руля направления (при $\delta_n = -10^\circ$, $0^\circ \leq \beta \leq -3^\circ$; при $\delta_n = 0^\circ$, $0^\circ \leq \beta \leq -9^\circ$; при $\delta_n = 10^\circ$, $0^\circ \leq \beta \leq -11^\circ$).

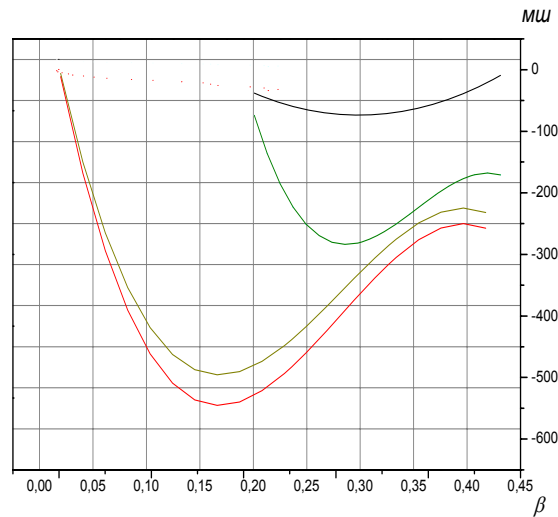


Рис.8. Зависимость $m_{\sigma \hat{a}} = f(\beta)$ и $m_{\sigma \hat{a}} = f(\delta_i)$

Зависимости $m_{ин} = f(\delta_n)$ нелинейна. Так, при $\alpha = 0,3^\circ$ и $\beta = -2^\circ$ значение $m_{ин}^{\delta_n}$ изменяется от $m_{ин}^{\delta_n} \approx -0,002$ в диапазоне отклонения руля направления от -5° до 5° до $m_{ин}^{\delta_n} \approx -0,01$ при бóльших углах отклонения руля направления. На зависимости $m_{ин} = f(\beta)$ и $m_{ин} = f(\delta_n)$ существенное влияние оказывает угол атаки модели.

На рис. 9 приведены зависимости $m_{ин} = f(\beta)$ и $m_{ин} = f(\delta_n)$ для модели с двумя вариантами ИЛ на носке МВО. ИЛ установленные на носке МВО, незначительно влияют на значение $m_{ин}^\beta$ в диапазоне $0^\circ \leq \beta \leq -10^\circ$.

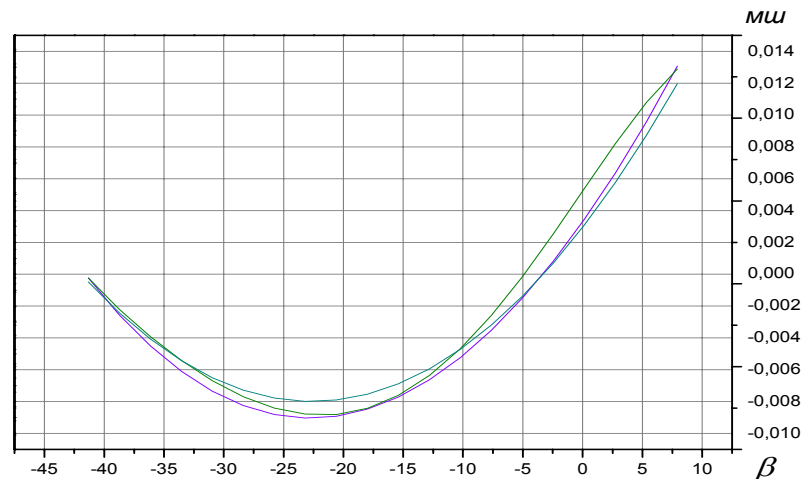


Рис.9. Зависимость $m_{\sigma \hat{a}} = f(\beta)$ и $m_{\sigma \hat{a}} = f(\delta_i)$

Для бóльших углов скольжения значение $m_{ин}^\beta$ увеличивается, а ИЛ влияют на $m_{ин} = f(\delta_n)$ на бóльших углах отклонения руля направления.

Выводы.

Результаты испытаний МХО по определению ШМ руля высоты и направления и влияния ИЛ позволяют сделать следующие выводы:

Предложенная технология подтвердила возможность ее использования для определения шарнирных моментов (ШМ) рулей высоты и направления и оценки влияния на ШМ имитаторов льда (ИЛ) различных форм; предложенные средства проведения испытаний ; отработка методов обработки данных эксперимента.

Материалы испытаний могут быть использованы в расчетах усилий на органы управления самолета и оценке влияния на них обледенения.

Проведенные испытания также показали необходимость усовершенствования средств обработки результатов испытаний в плане проверки законов распределения экспериментальных данных, определения производных, оценке достоверности и адекватности получаемых результатов, развитие средств передачи данных в системы проектирования систем управления самолетом. Эти вопросы будут развиты в последующих работах.

Литература

1. Зинченко В.П. Автоматизированная обработка данных в дозвуковой аэродинамической трубе // Самолетостроение. Техника воздушного флота. - Харьков: ХАИ. – 1990. - № 57. - С.72 – 76.
2. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2000. - № 4. – С. 32 - 42.
3. Зінченко В.П., Зінченко Н.П. Розробка методичної і програмної компонент інформаційної технології // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2005. - № 2. – С. 98 – 109.
4. Зінченко В.П., Зінченко Н.П. Методика проектування внутрімодельних тензовагів // Вестник НТУУ "КПИ": Машиностроение. - 1999. - Вып. № 34. – С. 319 – 328.
5. Зінченко В.П. Методологія проектування первинних джерел інформації // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2001. - № 5. – С. 69 – 82.
6. Зинченко В.П. Программный комплекс моделирования многокомпонентных измерительных систем // Технические и программные средства систем экологического мониторинга - К.: Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова АН Украины, 1994. - С. 58 - 64.
7. Зінченко В.П., Зінченко Н.П. Математичне моделювання первинних джерел інформації з застосуванням програмної системи STATISTICA // Вісник НАУ. - № 4(15), 2002. – С. 132 –143.
9. Зінченко В.П., Зінченко Н.П. Моніторинг тензометричних експериментальних досліджень / Вісник НАУ, 2005. – №1 (23). – С. 64 – 73.
10. Зинченко В.П., Зинченко С.В., Горин Ф.Н. и др. Средства реализации информационных технологий аэродинамических испытаний // Комп'ютерні засоби, мережі та системи, 2007. - № 6. – С. 89 – 95.

11. Zinchenko V.P., Zinchenko N.P. Designing a component of information technology of strain-gauge experimental researches / Proceedings of NAU, 2005. – №2 (24). – С. 21 – 24.
12. Зинченко В.П., Сарыбога А.В., Артамонов П.В. Методы и средства определения шарнирных моментов рулей высоты и направления // Міжнар. наук.-техніч. конфер. ІКТМ'2008. Зб. тез допов. – м. Харків: НАУ «ХАІ» ім. Н.С. Жуковського, 2008.
13. Артамонов П.В. Дослідження динамічного методу вимірювання шарнірних моментів на кермових поверхнях аеродинамічних моделей / Вісник НАУ, 2008. - №3(36). – С.119 - 120.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДРАЙВЕРОВ ДЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ МОДУЛЕЙ PROMETHEUS

С.В. Зинченко

Институт кибернетики им. В.М. Глушкова НАН Украины, г. Киев,
Украина, e-mail: zinchenkosv@gmail.com.

Проблема создания драйверов для промышленных компьютерных систем (ПКС) вызвана тем, что, как правило, такие системы необходимо взаимодействуют с различными внешними подсистемами сбора данных и управления. Использование таких нестандартных устройств, как, например, датчиков, блоков управления и т.п., требует создания драйверов для этих устройств. Разработка и отладка драйвера является не совсем простой задачей и занимает значительное время.

В докладе представлено программного обеспечения (ПО), которое позволяет существенно упростить процесс создания драйверов для ПКС, в том числе для технологических модулей Prometheus стандарта PC-104 [1, 2], которые используются в бортовых компьютерных системах [3].

Драйверы устройств, как правило, являются наиболее критической и скрытой частью ПО ПКС. Операционная система (ОС) MS-DOS активно используется в ПКС. Этот факт объясняется тем, что MS-DOS является простотой, работает на минимальных ресурсах компьютера, и является ОС реального времени, что весьма актуально для технических приложений.

Известно, что существуют два пакета ПО для автоматизированной разработки драйверов устройств: "Numega driver studio" и "Microsoft DDK" (ОС "Windows"). Однако для MS-DOS ничего подобного нет. Поэтому актуальность задачи очевидна.

Постановка задачи формулируется как задача создания ПО для автоматизированной разработки драйверов различных технологических модулей для ПКС. ПО должно быть написано на языке C++ с использованием библиотеки "Borland Turbo Vision", и должно иметь простой и понятный интерфейс для пользователя.

ОС управляет различными внешними устройствами ПКС, обращаясь к соответствующим драйверам. Каждый драйвер содержит имя устройства, которым он управляет. ОС находит нужный драйвер, просматривая список установленных драйверов, как стандартных, так и установленных в config.sys. Первым в списке размещается драйвер с именем null и содержит указатель на следующий драйвер. Точно так же другие драйверы содержат указатели на следующие драйверы. Указатель в последнем драйвере содержит -1, что означает конец списка. При установке нового драйвера он ставится сразу после NULL. Таким образом, стандартные драйверы ОС

оказываются в списке последними, и ОС обращается к ним только после просмотра всего списка, если в нем не найдено соответствующего имени. Это и есть механизм замены стандартного драйвера новым.

Драйвер должен состоять из трех частей.

Заголовок устройства помещается в начале драйвера. Он включает такие поля: dword - указатель на следующий драйвер (-1, если драйвер последний /единственный); word – атрибут; word – указатель / смещение на программу стратегии; word - указатель / смещение на программу прерывания; 8-byte - имя драйвера.

Существует два типа драйверов: драйвер символьного устройства, драйвер блочного устройства.

Символьное устройство осуществляет последовательный ввод-вывод. Например, такими устройствами являются консоль (con), последовательный порт (aux), принтер (prn).

Блочные устройства – это дисковые накопители (ДН) компьютера, которые осуществляют выборочный ввод/вывод блоков данных, обычно равных физическому размеру сектора. Все они имеют свои номера и идентифицируются буквами a, d, c и т.д. Один драйвер блочного устройства может отвечать за один/ несколько логически связанных ДН. Например, если, данный драйвер отвечает за четыре ДН, то это означает, что для него отведено четыре номера 0 - 3 и он занимает четыре буквы. Если он первый в списке драйверов блочных устройств, то эти буквы будут a, b, c, d. Следующему блочному драйверу будут отведены буквы, начиная с e, но не больше z. Драйверы символьных устройств могут отвечать только за одно устройство.

Процедура стратегии используется для передачи драйверу команд и данных, и для получения от драйвера кода возврата и данных. В процедуру стратегии через пару регистров es:bx драйверу передается адрес запроса, в котором содержится команда драйверу и необходимые для

Таблица 1. Заголовок запроса.

Длина	Значение
BYTE	Длина в байтах заголовка (число 13).
BYTE	Код устройства, к которому обращена операция (если драйвер обслуживает несколько устройств).
BYTE	Код операции (см. ниже).
WORD	Слово состояния. Заполняется процедурой прерывания.
8 BYTE	Зарезервировано.

ее выполнения данные. Сюда же драйвер помещает код возврата и данные, передаваемые драйвером ОС. Процедура стратегии должна иметь тип far [].

Процедура стратегии в ОС предусмотрена для использования в мультипрограммной среде. В нашей ситуации эта процедура передает ссылку на запрос ОС процедуры прерывания, который состоит из двух частей: заголовок запроса(имеет жесткую структуру) и сам запрос, формат которого зависит от команды, код которой содержится в заголовке (табл. 1).

Процедура прерывания анализирует передаваемый ей запрос, выполняет команду, код которой содержится в запросе, и выставляет в слове

состояния результат выполненной операции. Фактически процедура прерывания является второй точкой входа, к которой обращается ОС после обращения к процедуре стратегии.

В теле драйвера могут храниться различные переменные (например, адрес заголовка запроса и т.п.), а так же могут располагаться процедуры, к которым происходит обращение из процедуры прерывания. Далее рассмотрим команды, выполняемые драйвером, и их характеристики.

Команда инициализации (`ini`, код 0) выполняется обязательно всегда только один раз после загрузки драйвера. Эту процедуру можно использовать для переустановки векторов прерываний или вывода сообщений. Она возвращает конечный адрес резидентной части (смещение 14 от начала заголовка запроса). Поэтому, процедура инициализации может быть исключена из резидентной части драйвера, и только она может использоваться для вызова функции ОС.

Команда проверки (`check_media`, код 1) используется в блоковых устройствах для проверки, не менялся ли диск в ДН.

Команда построения BPB (блок параметров BIOS) (`build_bpb`, код 2) вызывается каждый раз после сообщения о смене диска. Драйвер возвращает указатель на BPB.

Команда состояния устройства ввода/ вывода (`ioctlinput`, код 3) используется драйвером для возвращения 44h функцией ОС управляющей информацией об устройстве (например, состояние устройства).

Команда чтения для блоковых и символьных устройств (`input`, код 4) используется драйвером для считывания данных с устройства и передачи их ОС.

Процедура не буферизованного чтения (`read-no-wait`, код 5) используется в драйверах символьных устройств. Данные в ОС не передаются, и ОС лишь получает сигнал о том, есть/ нет данных для ввода.

Процедура проверки состояния (`input_status`, код 6) применяется для символьных устройств и используется драйвером для проверки готовности устройства к передаче / приему данных.

Таблица 2. Поле статуса.

Биты	Смысл поля
0-7	Коды ошибок. Работает, если бит 15 равен 1.
8	Бит устанавливается в 1, если драйвер закончил работу.
9	Устанавливается в 1, если драйвер занят.
10-14	Резерв (нуль).
15	Устанавливается в 1, если в драйвере

Процедура сброса /		произошла ошибка.

очистки ввода
(input_flush, код 7) применяется для символьных устройств для удаления из буфера ввода всех вводимых ранее данных.

Запись для блоковых и символьных устройств (output, код 8).
Предписывает драйверу произвести запись указанных данных на внешнее устройство.

Команда запись с проверкой (verify_output, код 9) аналогична команде output, но если установлен переключатель verify on, то после записи осуществляется считывание данных и их проверка.

Команда состояния вывода (output_status, код 10) заставляет драйвер проверить состояние устройства, которое используется для вывода.

Команда очистки вывода (output_flush, Код 11) используется для сброса входной очереди на символьных устройствах. Драйвер осуществляет сброс, выставляет слово состояния и возвращает управление.

Команда записи состояния устройства ввода/ вывода (`ioctl_output`, код 12). Данные передаются драйверу, но не управляемому устройству.

Процедуры закрытия и открытия (close и open, коды – 13, 14) вызываются ОС, если бит 11 в атрибуте заголовка установлен в 1. Процедуры предназначены для того, чтобы информировать драйвер о текущей активности файлов. Драйвер может вести счет открытым устройствам. В случае символьного устройства при вызове процедуры открытия драйвер может послать инициализирующую последовательность.

Процедура проверки типа ДН (remove_media, код -15) вызывается, если бит 11 атрибута заголовка драйвера равен 1. Некоторым утилитам иногда необходимо знать, с каким НД они работают.

Таблица 3. Коды ошибок драйвера.	
Код	Вид ошибки
0	Попытка записи на защищенный от записи носитель.
1	Неизвестное устройство.
2	Устройство не готово.

Команда для символьного устройства вывода пока не занято (out_un_busy, код 16) действует, если установлен, бит 13 в слове атрибутов в заголовке устройства.

Функции общего ввода-вывода (код

3	Неизвестная команда.
4	Ошибка в контрольной сумме.
5	Плохая структура запроса драйвера.
6	Ошибка носителя.
	Не найден.
	Вре нет бумаги.

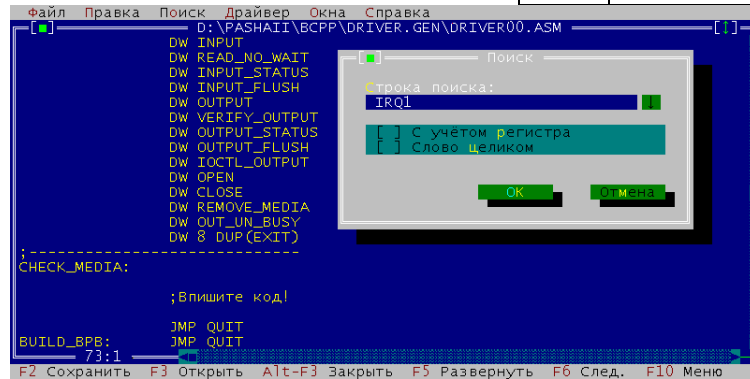


Рис.1. Окно параметров для драйвера.

-19) допускают использование расширенных средств управления вводом/выводом. Процедуры установки/ получения карты логического НД (коды 23, 24) вызываются ОС, только если установлен бит 6 в слове атрибута заголовка устройства

Блочные устройства читают и записывают сектора, символьные устройства читают и записывают байты. По завершению ввода/вывода драйвер должен выставить слово-состояние и сообщить количество успешно переданных байт. Поля статуса драйвера приведены в табл. 2, коды ошибок драйвера в тбл. 3.

Загружаемые драйверы строятся как com-программы, однако org 100h в начале программы должно отсутствовать, так как при загрузке драйвера PSP не строится. Но при трансляции текста не обязательно доводить дело до com-формата – exe - формат так же будет понят ОС, т.е. возможно, например, наряду с device = drv. sys и device=drv. exe).

Интерфейс ПО обладает простым и понятным интерфейсом, аналогичным используемым фирмой Borland при создании сред разработки (например, Borland Pascal7.0 / BCPP3.0).

Сначала необходимо определить имя драйвера, под которым он будет использоваться в ОС, выполняемыми драйвером командами, а также обрабатываемыми им аппаратными прерываниями.

Далее следует нажать “CTRL+F9” либо выбрать пункт «сгенерировать драйвер» в подменю «драйвер». В результате появится диалоговое окно, где необходимо ввести имя драйвера (меньше восьми символов) и отметить соответствующие флажки. После чего подтвердить ввод (кнопка «ОК») либо отменить его (кнопка «Отмена»).

В результате сгенерированный программой код будет размещен в редакторе, где необходимо написать на ассемблере обработчики команд и прерываний вместо заглушек.

Затем, полученный код следует сохранить и откомпилировать, применяя пакет “Borland turbo assembler” или “Microsoft macro assembler” [4, 5].

Разработанное ПО было применено для разработки драйверов таких технологических модулей системы сбора и обработки информации Prometheus модели PR-Z32-EA: аналого - цифрового преобразователя; цифро - аналогового преобразователя; цифрового ввода / вывода данных; счетчика /таймера [6, 7].

Литература

1. Зінченко В.П. Інструментальні засоби бортових систем збору та обробки наукової інформації // IV Міжнарод. конф. “Гиротехнології, навігація, управління движением и конструирование авиационно-космической техники”: Сб. докл. в 2-х частях. - К.: НТУУ “КПІ”, 2003. – Ч. II. – С. 198 - 207.
2. Зінченко В.П., Рижков Л.М. Концепція віртуальної лабораторії космічних досліджень на основі над малих космічних апаратів// Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2006. - № 6. – С. 96–102.
3. Зинченко В.П., Зинченко С.В. Программное управление технологическими модулями Prometheus // VI Міжнарод. конф. “Гиротехнології, навігація, управління движением и конструирование авиационно-космической техники”. - К.: НТУУ “КПІ”, 2007. - С. 405 – 421.
4. Зінченко В.П., Гераїмчук М.Д., Зінченко Н.П.,ін. Практичний курс програмування мовою C++. - К.: НТУУ “КПІ”, 2008. – 216 с.
5. Зінченко В.П., Гераїмчук М.Д., Зінченко Н.П., ін. Практичний курс

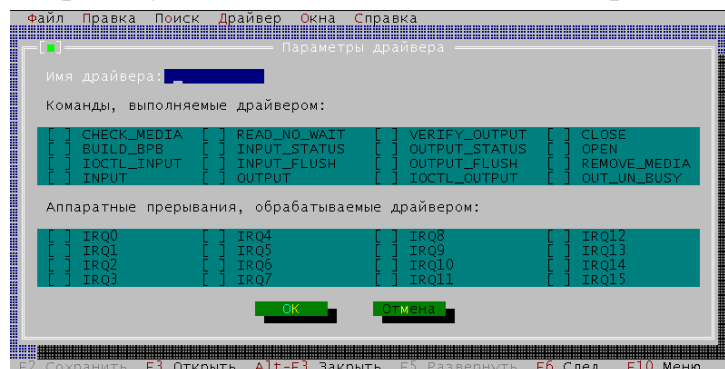


Рис.2. Редактор программы.

програмування мовою асемблера. - К.: НТУУ “КПІ”, 2008. – 284 с.

6. Зинченко В.П., Зинченко С.В. Алгоритмы и базовые программные модули для управления технологическими модулями Prometheus // УСiМ, 2007. - № 5. – С. 96 – 102.
7. Зинченко В.П., Зинченко С.В. Об оптимальном программном управлении технологическими модулями Prometheus // XXXIII Міжнарод. симпозиум “Вопросы оптимизации вычислений”. – НАН України: ІК ім. В.М. Глушкова. – пгт. Кацевели, 2007. – С. 90 - 91.

