МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
“КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ”

За підтримки:

- Національного космічного агентства України
- КП ЦКБ «АРСЕНАЛ»
- Українського відділення Міжнародної громадської організації «Академія навігації та керування рухом»

VI Міжнародна науково-технічна конференція

# ГІРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ, КЕРУВАННЯ РУХОМ ТА КОНСТРУЮВАННЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Збірник доповідей

Частина II

26-27 квітня 2007 р.

Київ, Україна

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ УКРАИНЫ
“КИЕВСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ”

При поддержке:

- Национального космического агентства Украины
- КП ЦКБ «АРСЕНАЛ»
- Украинского отделения Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением»

VI Международная научно-техническая конференция

# ГИРОТЕХНОЛОГИИ, НАВИГАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ И КОНСТРУИРОВАНИЕ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сборник докладов

Часть II

26 - 27 апреля 2007 г.

Киев, Украина

MINISTRY OF SCIENCE AND EDUCATION OF UKRAINE

NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF UKRAINE
"KYIV POLYTECHNICAL INSTITUTE"

Co-sponsored by:
- The National space agency of Ukraine
- The SE CDB «ARSENAL»
- The Ukrainian branch of International public association «Academy of navigation and motion control»

VI International Conference

# GYROTECHNOLOGY, NAVIGATION, MOVEMENT CONTROL AND AEROSPACE TECHNIC ENGINEERING

Reports

Part II

26-27 April, 2007

Kyiv, Ukraine

VI міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. Частина II / К.: НТУУ «КПІ», 2007

Дана збірка містить матеріали пленарних доповідей та доповідей секцій 4-6, які були представлені на VI міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки», що проводилась 26-27 квітня 2007р. в м. Києві.

Відповідальний редактор: Збруцький О.В.

Редактор: Мариношенко О.П.

## ОРГАНІЗАЦІЙНИЙ ТА ПРОГРАМНИЙ КОМІТЕТ КОНФЕРЕНЦІЇ:

### ГОЛОВА ОРГКОМІТЕТУ:

Згуровський М.З. – ректор Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», академік НАН України

– ЗАСТУПНИКИ ГОЛОВИ ОРГКОМІТЕТУ:

Ільченко М.Ю. проректор Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», член-кор НАН України

Збруцький О.В. – декан, завідувач кафедрою Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», професор

### ЧЛЕНИ ОРГКОМІТЕТУ:

Туз Ю.М. – професор, зав. кафедрою НТУУ «КПІ»

Циделко В.Д. – професор, зав. кафедрою НТУУ «КПІ»

Савін В.Г. – професор, зав. кафедрою НТУУ «КПІ»

Зінченко В.П. – доцент НТУУ «КПИ»

**Зміст**

## Секція 4. Системи та засоби керування рухомими об'єктами

**В.Г. Вовк, В. А. Страшко, Н. А. Тимошенко.** Трехмерная модель динамики стохастических угловых движений корабля в крейсерском движении. ..... 14

**Ю.Н. Безкоровайный, О.В. Ермолаева.** Стенд-имитатор трехстепенной стохастической «качки» тяжелого корабля. ..... 20

**Д.В. Подойницын.** Влияние контура уменьшения аэродинамических нагрузок на область устойчивости системы стабилизации ракеты-носителя. ..... 27

**Г.В. Павлов, О.В. Блінцов.** Моделюючий комплекс для дослідження системи керування просторовим рухом самохідної прив'язної підводної системи. .... 33

**А.С. Мальцев.** Инверсный метод планирования траектории движения объектов управления. ..... 39

**М.Н. Рюмин.** Алгоритмы стабилизации космического аппарата с помощью силового гироскопического комплекса. ..... 46

**О.М. Мелащенко, Л.М. Рижков.** Дослідження магнітної системи керування мікросупутника. ..... 52

**Р.А. Васьков, А.В. Новиков.** Оптимизация программ управления боевых ракет при использовании их в качестве ракет-носителей космических аппаратов.. 57

**П.В. Неводовський, О.В. Мороженко, Є.П. Неводовський , М.Д. Гераймчук.** Можливість поляризаційних досліджень стратосферного аерозолю з борту студентського мікросупутника..... 63

**Л.О. Коршевнюк.** Принципи функціонування систем керування рухомих динамічних об'єктів за візуальною інформацією у візуально-визначеному режим ..... 71

**В.Б. Успенский.** Гиросиловое управление вращением космического летательного аппарата ..... 76

**С.І. Осадчий, І.Ю. Прокоф'єва.** Структурна ідентифікація багатовимірного автономного об'єкта за даними реєстрації параметрів його руху у збуреному середовищі. ..... 84

**С.В. Іванов.** Гідрографічний промірний комплекс "Промір" ..... 92

**Ю.С. Долинец, Д.К. Мозговой.** Использование снимков со спутников Terra и Aqua для решения актуальных прикладных задач ..... 97

**В.А. Апостолюк.** Применение алгоритмов поиска в пространстве состояний к оптимальному управлению ..... 104

**В.А. Апостолюк, О.П. Басанец, Е.И. Кривенко.** Исследование системы управления продольным движением самолета на основе нечеткой логики. 111

**Д.І. Степуренко.** Про підвищення точності інфрачервоних побудовників місцевої вертикалі ..... 118

**В.В. Піддубний, В.О. Піддубний, О.В. Фенюк.** Комплекс контрольно-вімірювального та навігаційного обладнання для надлегких літальних апаратів ..... 124

**А.А. Прач.** Синтез оптимальной системы стабилизации заданной точности127

**О.В. Прохорчук.** Аналіз чутливості алгоритмів оцінювання Калманівського типу до неточності задання параметрів математичної моделі системи ..... 134

**В.А. Яценко.** Оптимизация обработки измерений в инерциальных навигационных системах ..... 139

**В.В. Бурнашев** Синтез системы управления автоматической посадкой самолёта ..... 147

**О.М. Лаврущенко, В.Ю. Шевченко** Керування рухомим апаратом за візуальною інформацією ..... 150

**Секція 5. Конструювання авіаційно-космічної техніки**

**В.В. Борисов.** Объектная система управления данными "SPACE" ..... 158

**А.П. Калитенко, М. Наджибзаде.** Обеспечение надежности управления проектными данными в объектных базах данных ..... 165

**Е.Ф.Драчко.** Роторный двигатель общего применения ..... 173

**В.Н. Азарсков.** Этапы развития космического тренажеростроения. ..... 178

**П.А. Борисенко.** Завдання і шляхи розвитку авіаційного двигунобудування в умовах ресурсо-екологічних та економічних проблем. ..... 224

**Г.А. Вірченко.** Комп´ютерні моделі базової геометрії одна з основ автоматизованого конструювання сучасного літака. ..... 231

**О.П. Мариношенко.** Формулювання умов кінематичного контакту повітряного потоку з поверхнею крила при урахуванні його деформативності і малого просковзування. ..... 236

**В.Б. Колесниченко, А.Пеннер.** Адаптивный профиль крыла ультралайта. 242

**В.В. Буркацький.** Застосування динамічних флюїдних систем для дослідження взаємодії тіла та течії. ..... 247

## Секція 6. Автоматизація наукових досліджень, інформаційні технології та моделювання

**Е.Ю. Абрамов.** Исследование возможностей виртуальных манекенов человека в процессе проектирования сложных технических объектов..... 251

**С.А. Богомазов, А.В. Рахмаилов, Ю.С. Ященко.** Организация быстродействующих интерфейсов виртуальных средств измерений..... 263

**С.А. Богомазов, С.О. Дзюбан.** Віртуальна лабораторія обробки даних дистанційного експерименту..... 265

**Е.Т. Володарский, Е.В. Козыр.** Границы применимости вероятностно-статистических критериев в условиях малых объемов выборок..... 267

**Н.А. Рековец.** Особенности контроля качества лабораторних испытаний (для технических задач)..... 273

**В.В. Литвих, И.С. Петрунина.** Измерительные каналы неэлектрических величин на основе микроконверторов серии AduC8XX ..... 281

**В.В. Литвих, Т.П. Фесюк.** Классификация математических моделей характеристики преобразования измерительного канала, которые учитывают определенный тип их погрешности нелинейности ..... 286

**В.С. Детлинг.** Обеспечение надежности многоуровневых автоматизированных систем ..... 291

**А.В. Штефлюк.** Концепція розробки бортового цифрового обчислювального комплексу (БЦОК) мікросупутника..... 294

**Е.Т. Володарський, А.И. Кравчук.** Определение минимального объема выборки для испытаний с заданной точностью (для технических задач) ... 301

**И.Н. Молчанов, В.И. Мова, В.А. Стрюченко.** Знаниеориентированные интеллектуальные компьютеры ..... 307

**А.А. Лукенюк, С.Г. Шендерук.** Принципи побудови бортової системи збору та обробки наукової інформації для космічних досліджень ..... 313

**В.В. Уланский, И.А. Мачалин.** Оценка показателей эффективности эксплуатации систем авионики ..... 319

**Ю.М. Туз, А.В. Вдовиченко.** Калибраторы переменного напряжения ..... 326

**Н.П. Зінченко, І.О. Бондарець.** Використання мобільних комп'ютерних систем у правоохоронних органах ..... 334

**Є.О. Варфоломеєв.** Електронні ключі та їх застосування ..... 350

**О.С. Приходько.** Цифровий зв'язок для мікро супутників ..... 358

**И.Н. Давиденко.** История и перспективы развития малых космических аппаратов ..... 363

**Б.Н. Белоусов, С.А. Гусев.** Методическое и программное обеспечение дистанционного курса «Моделирование на ЭВМ в среде Lab view 7» ..... 368

**Л.О. Гнатів.** Ортонормовані базисні системи ступінчатих вейвлетів для обробки сигналів і зображень..... 371

**В.А. Яценко.** Опто-криогенные датчики для космических и наземных применений ..... 378

**Б.М. Шевчук.** Методи та алгоритми функціонування високоінформативних супутникових систем обробки та передачі інформації..... 385

**Л.Л.Никитенко.** Основные направления улучшения качества сжатия изображений с применением вейвлет преобразований ..... 392

**Н.В.Кошкина, О.Ю.Микитина.** Защита космических астрономических изображений методами компьютерной стенографии ..... 397

**Д.С. Шантырь.** Методика и алгоритм структурного анализа измерительного сигнала с использованием его двухмасштабной статистической модели .... 403

**В.П. Зинченко, С.В. Зинченко.** Программное управление технологическими модулями Prometheus ..... 405

**П.С. Скубко, В.А. Буров.** Современные методы помехоустойчивого кодирования для высокоскоростных спутниковых систем связи ..... 422

**И.В. Мирошниченко.** Погрешности измерений статистических характеристик сигналов и помех в неоднородных средах. ..... 425

**П.П. Троянов, Д.В. Замковий.** Часові характеристики процесів акомодації ока пілота і розподілу уваги по зонам кабіни під час симульованого польоту за штатним маршрутом ..... 431

## Contents

### Section 4. Systems and mens of moving objects control

**V.G. Vovk, V.A.Strashko, N.A.Timoshenko.** Three-dimensional dynamics model of the ship stochastic angular motions in cruising movement ..... 14

**Y.N. Bezkorovayniy, O.V. Ermolaeva.** Table simulation of three-dimensional stochastic "rolling" of the heavy ship ..... 20

**D. Podoynitsyn.** Influence of loop for reduction of aerodynamic loads upon stability area of launch-vehicle stabilization system ..... 27

**Gennadiy V. Pavlov, Alexander V. Blintsov.** Modeling complex for spatial motion control system analysis of self-propelled tethered underwater system ..... 33

**A.S.Maltsev.** The inverse method of track planning the moving object of handling ..... 39

**M.N. Rumin.** Stabilization algorithms of spacecraft using powered gyro complex.. ..... 46

**A. Melaschenko, L. Ryzhkov.** Study of magnetic control system of spacecraft.. 52

**R. Vas'kov, O. Novikov.** Optimization of control programs of military missiles when used as space launch vehicles ..... 57

**P.V.Nevodovskiy , O.V. Morojenko , E.P. Nevodovskiy ,M.D. Geraimchuk** Polarimetrical research of stratospheric aerosol from student microsattelite..... 63

**L. Korshevnyuk** Functional principles of control systems for movable dynamic objects by visual information in visual-defined mode ..... 71

**Uspensky V.B. В.Б. Успенский.** A single-gimbal moment gyro control of the spacecraft ..... 76

**S. Osadchy, I. Prokophyeva.** Multidimensional autonomous object structural identification on the base of it's disturbed motion parameters recording ..... 84

**Sergey V. Ivanov**. Hydrographic surveying complex "PROMIR"..... 92

**J.S. Dolinets, D.K.Mozgovoy.** Use of images from terra and aqua satellites for the decision of actual applied tasks ..... 97

**V. Apostolyuk.** Application of state space search algorithms to optimal control..... ..... 104

**V. Apostolyuk, O. Basanets, H. Krivenko.** Investigation of an aircraft longitudinal motion fuzzy control system ..... 111

**D. Stepurenko.** An increase the accuracy of the infrared earth horizon sensors. 118

**V.V. Piddubny, V.O. Piddubny, O.V. Fenyuck.** Complex of the control – measuring and navigating equipment for ultralight airplanes..... 124

**A. Prach.** Synthesis of the optimal stabilizing system for prescribed accuracy .. 127

**O. Prokhorchuk.** Sensitivity analysis of Kalman's type estimation algorithms to the incorrect assignment of mathematical model parameters of the system ..... 134

**V. Yatsenko.** Data processing optimization in ins..... 139

**V.V. Burnashev.** Synthesis of plane automatic landing control system ..... 147

**A. Lavryshenko, V. Shevchenko.** Control of moving object by visual information ..... 150

## Section 5. Aerospace design

**V. Borisov.** The object data management system "SPACE"..... 158

**A. Kalitenko, M. Nadjibzade**. Control of project data management reliability in object database ..... 165

**E.F. Drachko** General-purpose rotary engine ..... 173

**V. N. Azarskov.** Progress stages of space training facilities..... 178

**P.A. Borysenko.** Tasks and ways of the development of aircraft engines in conditions of ecological and economical problems. ..... 224

**G.A. Virchenko.** Computer models of base geometry – one of the foundations for computer-aided designing of a modern airplane ..... 231

**Olexander P. Marinoshenko.** Formulation of conditions for kinematical contact of air flow with wing surface taking into account its deformability and small sliding... ..... 236

**V.B. Kolisnichenko, A. Penner.** Adaptive wing profile of ultralight ..... 242

**V.V. Burkatskiy.** Using of dynamic fluid systems for investigation of flow-solid interaction ..... 247

## Section 6. Scientific research automation, information technologies and

**E.U Abramov.** Possibility is studying virtual human mannequin by process designs complicated technical unit..... 251

**S.A. Bogomazov, A.V. Rakhmailov, Yu.S. Yashchenko.** Organisation of high-speed interfaces for virtual measurement devices**.**..... 263

**S.A. Bogomazov, S.O. Dzjuban.** Virtual laboratory for distant experiment data processing ..... 265

**E.T. Volodarskyy, E.V. Kozur.** Applicability limits of probabilistic and statistical tests subject to limited sample size. ..... 267

**N. Rekovets.** Peculiarities of the quality control of preproduction testing (for engineering problems). ..... 273

**V.V. Litvikh, I.S. Petrunina.** Nonelectrical quantity measuring channels based on aduc8xx microconverters. ..... 281

**V.V. Litvikh, T.P. Fesyuk.** The classification of conversion response mathematical models based on the type of measuring channel nonlinearity errors ..... 286

**V.S. Detling.** Providing of reliability of the multilevel automated systems ..... 291

**G.V. Shteflyuk.** Development conception of board numeric computing complex of micro satellite..... 294

**E.T. Volodarskiy, A.I. Kravchuk.** Evaluation of minimal sample size to make a test with specified precision (for engineering problems)..... 301

**Molchanov I.N., Mova V.I., Stryuchenko V.A.** Knowledge intelligent computers ..... 307

**A.Lukeniuk, S.Shenderuk.** Principles of building of on-board system of collection and processing scientific data for space studies. ..... 313

**V.V. Ulanski, I.A. Machalin.** Estimation of indexes of efficiency of exploitation of the systems of avionics..... 319

**Tuz J.M., Vdovichenko A.V.** AC voltage calibrators ..... 326

**N.P. Zinchenko, I.O. Bondarets'.** Using of mobile computer systems by police.... ..... 334

**Eu.O. Varfolomejev.** Dongles (electronic keys) and their usage ..... 350

**O.S. Prikhod'ko.** Digital communication for micro satellites..... 358

**I.N. Davidenko.** History and perspectives of development of small spacecrafts 363

**B.N. Belousov, S.A. Gusev**. Methodical and software of a e-learning " modeling on the computer" in environment LabView 7..... 368

**L.O. Gnativ.** Orthonormal step-like wavelet basis systems for signal and image processing ..... 371

**V.A. Yatsenko.** Cryogenic-optical sensors for space and ground applications.. 378

**B.M. Shevchuk.** Methods and algorithms of functioning of highly-informative satellite systems of data transfer and processing..... 385

**L.L. Nikitenko.** The mainstreams of the image compression quality ameliorate with applications wavelet transforms ..... 392

**N.V. Koshkina, O.Y. Nikitina.** Protection of satellite and astronomical images by methods computer steganography ..... 397

**D. Shantyr.** The method and algorithm of structural analysis of measuring signal using two-scale statistical model ..... 403

**V.P. Zinchenko, S.V. Zinchenko.** Program control of Prometheus technological units ..... 405

**V.A. Burov, P.S. Scubko.** Modern methods of noiseless coding for high-speed satellite communication systems. ..... 422

**I.V. Miroshnichenko**. Errors of measurings of statistical descriptions of signals and hindrances are in heterogeneous environments..... 425

**P.P. Toyanov, D.V. Zamkoviy.** Time characteristics of pilot's eye accommodation processes and attention distribution over cockpit space during simulated fight along regular route..... 431

УДК 656.612:004.358(045)

# ТРЕХМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ СТОХАСТИЧЕСКИХ УГЛОВЫХ ДВИЖЕНИЙ КОРАБЛЯ В КРЕЙСЕРСКОМ ДВИЖЕНИИ

В.Г. Вовк, В.А.Страшко, Н.А.Тимошенко

Национальный авиационный университет,
г. Киев, Украина.

# THREE-DIMENSIONAL DYNAMICS MODEL OF THE SHIP STOCHASTIC ANGULAR MOTIONS IN CRUISING MOVEMENT

V.G. Vovk, V.A.Strashko, N.A.Timoshenko

National Aviation University
Kyiv, Ukraine
fsu@nau.edu.ua

В связи с резким повышением точностных требований к современным процессам навигации и управления движением при оценивании качества функционирования бортовых средств измерений на подвижных объектах появилась настоятельная необходимость в специальных подходах к обработке навигационной информации. Оценить качество бортовых навигационных измерительных систем при натурных или полунатурных испытаниях возможно на так называемых этапах динамической аттестации[1] измерителей как сложных динамических систем.

Для проведения этапов динамической аттестации водного подвижного объекта на трехстепенной динамический стенд подавались сигналы, имитирующие динамику качки "тяжелого" судна. Эти сигналы формировались специальным смоделированным последовательным многомерным фильтром непосредственно из компьютерного псевдобелого шума. Входы модели динамики судна, определенным образом обобщающей результаты работы, как входные сигналы подавались на входы каналов системы управления стендом-имитатором.

К сожалению, по известным литературным источникам, например [2], нельзя прямо установить модели динамики кораблей разных классов, однако, имеется возможность получения таких моделей косвенным путем. Известны результаты диссертационных исследований [3], заключающиеся в измерении специальными оптическими системами деформации "тяжелого" корабля (ПКИК "Юрий Гагарин"), которые производились в его различных эксплуатационных режимах. Понимая, что, во–первых, волнение океана (моря) характеризуется эллиптическим циклическим движением частиц воды и, во–вторых, океан настолько могучая стихия, что наличие на его поверхности даже

“тяжелого” судна практически никак не сказывается на динамических характеристиках волнения океана (моря), составим ориентировочную модель динамики трехмерной угловой качки корабля.

В результате проведенного эксперимента были получены осциллограммы входных сигналов платформы стенда-имитатора и выходных сигналов измерителя в исследуемой системы, являются исходными данными для стадии первичной обработки данных эксперимента.

Осциллограммы входных и выходных сигналов по каналу крена, курса и дифферента изображены на рис. 1 – 6.

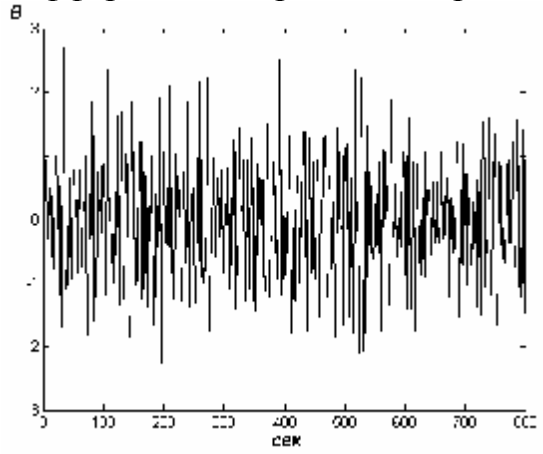



**Рисунок 1**. Осциллограмма входного сигнала по каналу крена

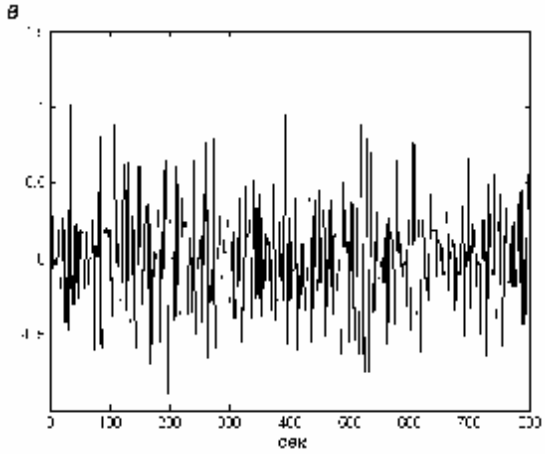



**Рисунок 2**. Осциллограмма входного сигнала по каналу крена

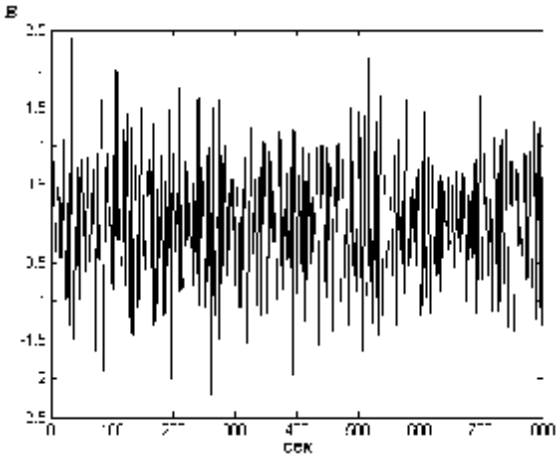



**Рисунок 3**. Осциллограмма входного сигнала по каналу курса

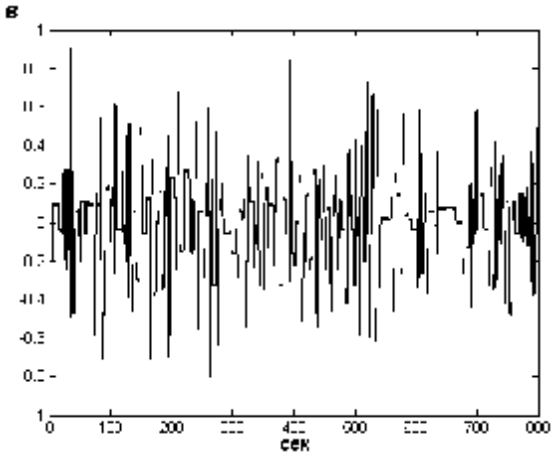



**Рисунок 4**. Осциллограмма выходного сигнала по каналу курса

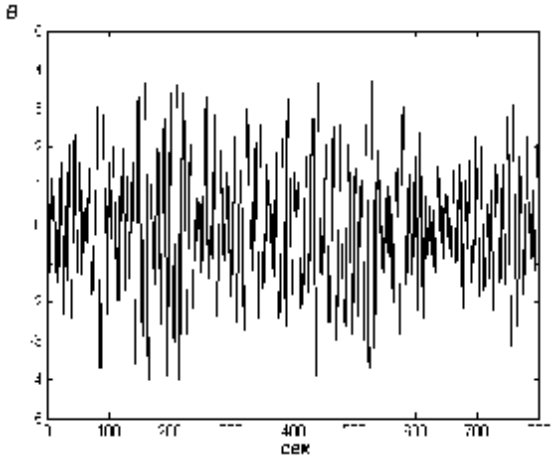



**Рисунок 5**. Осциллограмма входного сигнала по каналу дифферента

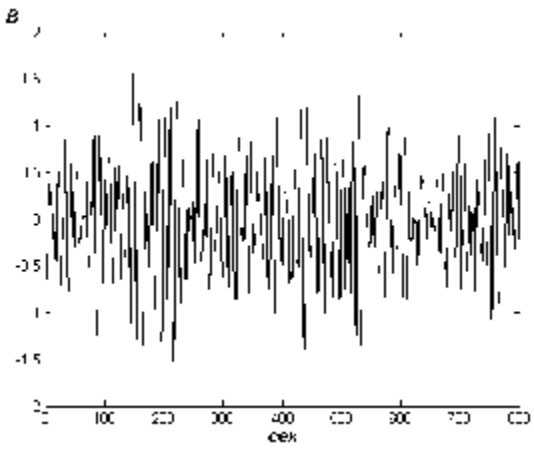



**Рисунок 6**. Осциллограмма выходного сигнала по каналу дифферента

На основе приведенных осциллограмм, были получены графические изображения спектральных и взаимных спектральных плотностей трехмерной пространственной качки корабля (Рис. 7 – 15).

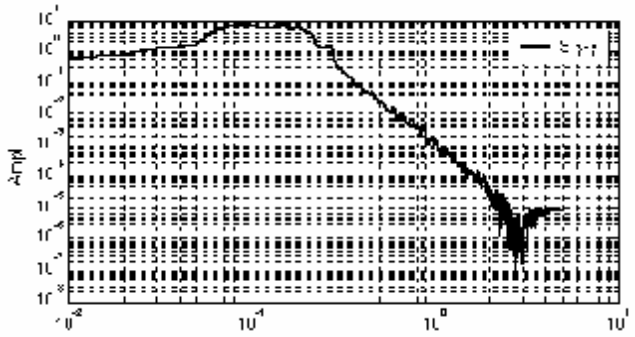


**Рисунок 7**. Спектральная плотность крена

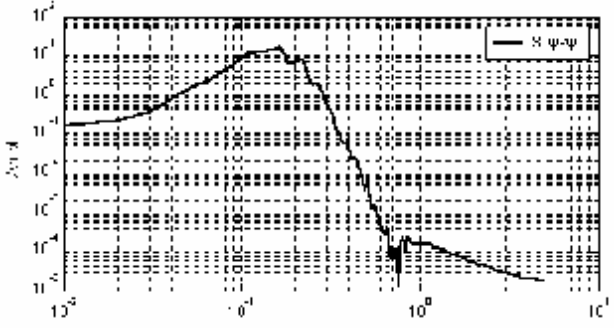


**Рисунок 8**. Спектральная плотность курса

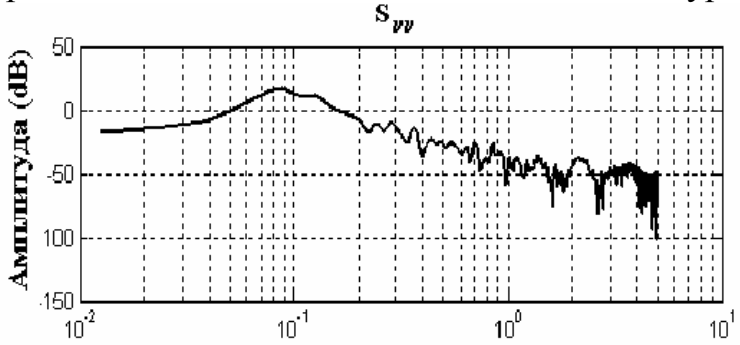



**Рисунок 9**. Спектральная плотность дифферента

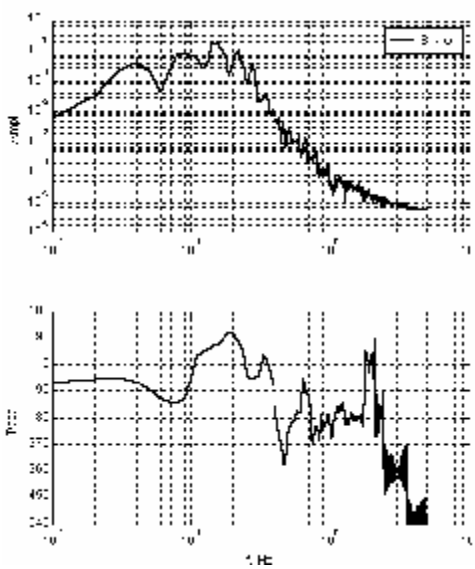


**Рисунок 10**. Взаимная спектральная плотность между креном и курсом

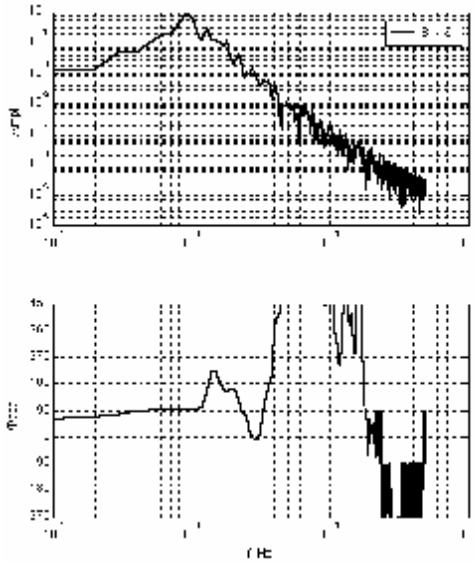


**Рисунок 11**. Взаимная спектральная плотность между креном и дифферентом

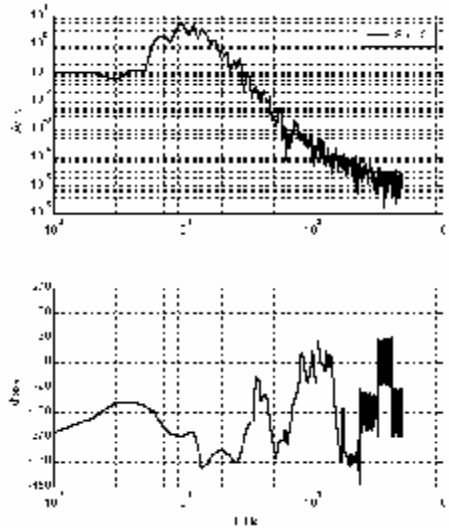


**Рисунок 12**. Взаимная спектральная плотность между курсом и дифферентом

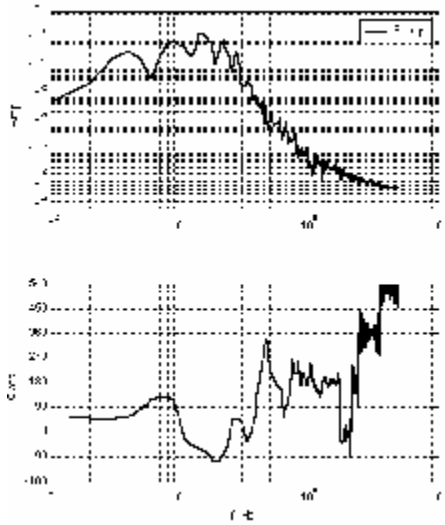


**Рисунок 13**. Взаимная спектральная плотность между курсом и креном

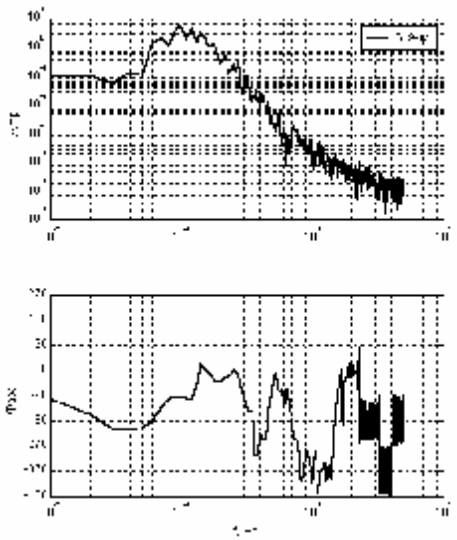


**Рисунок 14**. Взаимная спектральная плотность между дифферентом и курсом

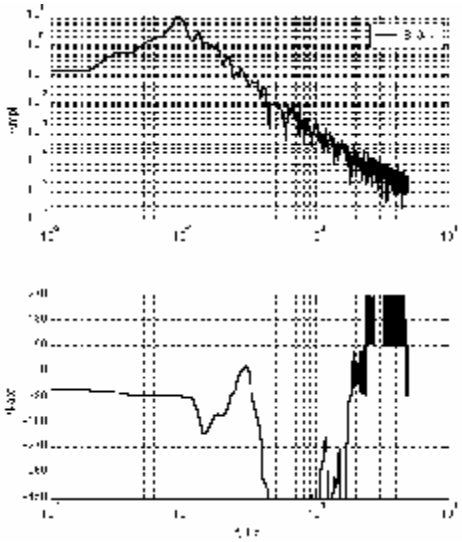


**Рисунок 15**. Взаимная спектральная плотность между дифферентом и креном

С помощью метода обобщенных логарифмических характеристик были получены аналитические модели, представленных выше графических изображений спектральных и взаимных спектральных плотностей.

На основании этого была составлена трехмерная модель динамики стохастических угловых движений корабля в крейсерском движении, которая имеет вид:

$$S'_{r_0 r_0} = \begin{bmatrix} S_{\psi_0\psi_0} & S_{\vartheta_0\psi_0} & S_{\gamma_0\psi_0} \\ S_{\psi_0\vartheta_0} & S_{\vartheta_0\vartheta_0} & S_{\gamma_0\vartheta_0} \\ S_{\psi_0\gamma_0} & S_{\vartheta_0\gamma_0} & S_{\gamma_0\gamma_0} \end{bmatrix}, \text{[град}^2\text{·с]}; \qquad (1)$$

де $S_{\psi_0\psi_0}$ — спектральная плотность курса:

$$S_{\psi_0\psi_0} = \frac{1{,}5^2}{\pi}\left|\frac{(2{,}65s+1)(1{,}4s+1)(0{,}8s+1)}{(1{,}68^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 1{,}68s+1)(0{,}88^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}88s+1)(0{,}66^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}66s+1)}\right|^2;$$

$S_{\vartheta_0\vartheta_0}$ — спектральная плотность дифферента:

$$S_{\vartheta_0\vartheta_0} = \frac{3{,}54^2}{\pi}\left|\frac{(2{,}65s+1)}{(1{,}68^2 s^2 + 2\cdot 0{,}1\cdot 1{,}68s+1)}\right|^2;$$

$S_{\gamma_0\gamma_0}$ — спектральная плотность крена:

$$S_{\gamma_0\gamma_0} = \frac{2{,}5^2}{\pi}\left|\frac{(2{,}65s+1)(1{,}4s+1)}{(1{,}68^2 s^2 + 2\cdot 0{,}4\cdot 1{,}68s+1)(0{,}88^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}88s+1)}\right|^2;$$

$S_{\vartheta_0\psi_0}$ — взаимная спектральная плотность между дифферентом и курсом:

$$S_{\vartheta_0\psi_0} = 0{,}5 \cdot \frac{1{,}5 \cdot 3{,}54}{\pi} \frac{\left|2{,}65s+1\right|^2 (1{,}4s+1)}{(1{,}68^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 1{,}68s + 1)(1{,}68^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}1 \cdot 1{,}68s + 1)(0{,}88^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}88s + 1)} \times$$

$$\times \frac{(0{,}8s+1)}{(0{,}66^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}66s + 1)};$$

$S_{\psi_0\vartheta_0}$ — взаимная спектральная плотность между курсом и дифферентом:

$$S_{\psi_0\vartheta_0} = 0{,}5 \cdot \frac{1{,}5 \cdot 3{,}54}{\pi} \frac{\left|2{,}65s+1\right|^2 (-1{,}4s+1)}{(1{,}68^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}3 \cdot 1{,}68s + 1)(1{,}68^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}1 \cdot 1{,}68s + 1)(0{,}88^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}88s + 1)} \times$$

$$\times \frac{(0{,}8s+1)}{(0{,}66^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}66s + 1)};$$

$S_{\gamma_0\psi_0}$ — взаимная спектральная плотность между креном и курсом:

$$S_{\gamma_0\psi_0} = 0{,}4 \cdot \frac{1{,}5 \cdot 2{,}5}{\pi} \frac{\left|2{,}65s+1\right|^2 \left|1{,}4s+1\right|^2}{(1{,}68^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 1{,}68s + 1)(1{,}68^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}4 \cdot 1{,}68s + 1)\left|0{,}88^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}88s + 1\right|^2} \times$$

$$\times \frac{(0{,}8s+1)}{(0{,}66^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}66s + 1)};$$

$S_{\psi_0\gamma_0}$ — взаимная спектральная плотность между курсом и креном:

$$S_{\psi_0\gamma_0} = 0{,}4 \cdot \frac{1{,}5 \cdot 2{,}5}{\pi} \frac{\left|2{,}65s+1\right|^2 \left|1{,}4s+1\right|^2}{(1{,}68^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}3 \cdot 1{,}68s + 1)(1{,}68^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}4 \cdot 1{,}68s + 1)\left|0{,}88^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}88s + 1\right|^2} \times$$

$$\times \frac{(-0{,}8s+1)}{(0{,}66^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}66s + 1)};$$

$S_{\gamma_0\vartheta_0}$ — взаимная спектральная плотность между креном и дифферентом:

$$S_{\gamma_0\vartheta_0} = 0{,}7 \cdot \frac{3{,}54 \cdot 2{,}5}{\pi} \frac{\left|2{,}65s+1\right|^2 (1{,}4s+1)}{(1{,}68^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}1 \cdot 1{,}68s + 1)(1{,}68^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}4 \cdot 1{,}68s + 1)(0{,}88^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}88s + 1)};$$

$S_{\vartheta_0\gamma_0}$ — взаимная спектральная плотность между дифферентом и креном:

$$S_{\vartheta_0\gamma_0} = 0{,}7 \cdot \frac{3{,}54 \cdot 2{,}5}{\pi} \frac{\left|2{,}65s+1\right|^2 (-1{,}4s+1)}{(1{,}68^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}1 \cdot 1{,}68s + 1)(1{,}68^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}4 \cdot 1{,}68s + 1)(0{,}88^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}3 \cdot 0{,}88s + 1)}.$$

По результатам проведенного эксперимента была получена трехмерная модель динамики стохастических угловых движений корабля в крейсерском движении в виде матриц спектральных и взаимных спектральных плотностей.

**Библиографический список**


[1] Блохин Л.Н., Бурлаченко М.Ю. Статистична динаміка систем управління: Підручник для ВНЗ України. – К.: НАУ, 2003. – 208с.

[2] Екимов В.В. Вероятностные методы в строительной механике корабля. – Л.: Судостроение, 1996. – 328 с.

[3] Страшко В.А. Метод и система оптимального по точности измерения деформации плавучего командного измерительного комплекса. – К.: КИИГА, 1991.

УДК 62.503.5:735.063

# СТЕНД-ИМИТАТОР ТРЕХСТЕПЕННОЙ СТОХАСТИЧЕСКОЙ «КАЧКИ» ТЯЖЕЛОГО КОРАБЛЯ

Ю.Н. Безкоровайный, О.В. Ермолаева

Национальный авиационный университет
г. Киев, Украина

# TABLE SIMULATION OF THREE-DIMENSIONAL STOCHASTIC "ROLLING" OF THE HEAVY SHIP

Y.N. Bezkorovayniy, O.V. Ermolaeva

National Aviation University
Kiev, Ukraine
fsu@nau.edu.ua

В связи с прогрессом в технике, постоянным возрастанием требований к точности и качеству бортовых навигационных и управляющих систем подвижных объектов при процессах создания или модернизации этих систем и комплексов необходимо выполнять так называемые этапы их динамической аттестации [1, 2]. Суть процесса аттестации состоит в следующем: испытываемое изделие, устанавливают на динамический многомерный стенд-имитатор натурных движений подвижного объекта в заданном режиме движений. Сигналы, которые характеризуют возмущенное движение объекта, – это многомерные стохастические процессы с известными, по результатам испытаний прототипов объекта, динамическими характеристиками, например, матрицами спектральных и взаимных спектральных плотностей вектора исходных сигналов стенда-имитатора. По результатам эксперимента идентифицируются модели динамики изделия, включая матрицы спектральных плотностей неконтролируемого во время эксперимента вектора возмущений (помех), действующих в изделии во время его функционирования в динамических условиях, близких к имитированным на стенде.

Одним из главных условий, которые предъявляются к современным имитаторам движения является наибольшая близость движений, которые имитируются стендом, к реальным - желаемым. Такая задача возникает при создании конкурентоспособных имитирующих комплексов натурного или полунатурного моделирования. Для управления имитаторами (динамическими стендами - ДС) в современных условиях необходимы алгоритмы, которые обеспечат оптимальное значение критериям качества, то есть обеспечат максимальную точность имитации программных движений с учетом стохастических возмущений и помех измерений. Поэтому такие ДС имитации необходимо рассматривать как сложные многомерные динамические системы, с учетом случайных воздействий. Как показывают теоретические и экспериментальные испытания [2, 3], точность большинства гироскопических и

инерциальных навигационных систем зависит от характера движения мест их установки на борту подвижных объектов. И вдобавок большинство возмущающих факторов, которые обусловлены технологией изготовления систем и эксплуатации, проявляются только при случайном движении мест установки. Поэтому основными требованиями к наземным испытаниям бортовых кибернетических комплексов является наиболее точная имитация реальных условий (движений).

Основной особенностью предложенного стенда-имитатора трехстепенной стохастической «качки» является то, что он представляет собой оптимальный электромеханический формирующий фильтр, превращающий вектор программных сигналов в вектор механических движений платформы, которая отвечает случайному реальному угловому движению подвижного объекта в заданном режиме.

Блок-схема тракта имитации приведенного стенда-имитатора показана на рис.1.

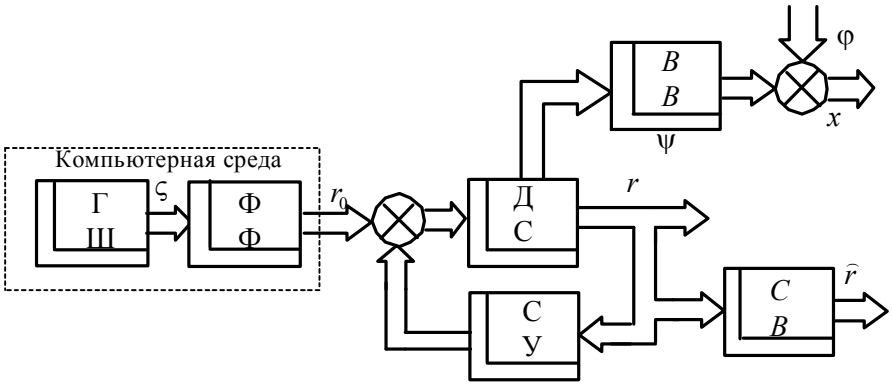



**Рисунок 1**. Блок-схема тракта имитации

На рисунке введены следующие обозначения: ГШ – генератор псевдобелого шума; ФФ – многомерный формирующий фильтр, который формирует вектор программных сигналов стенду $r_0$; ДС – динамический стенд; СУ – штатная система управления стендом; ВВ – испытываемое изделие; $x$ – вектор выходных сигналов испытываемого изделия; φ - вектор помех на выходе изделия в исследуемом режиме движения объекта; СВ – система измерителей перемещений стенду; $\hat{r}$ - вектор оценочных значений угловых координат стенда-имитатора.

Приведенный стенд-имитатор использовался при проведении полунатурных испытаний различных типов подвижных объектов. На приведенном стенде-имитаторе были успешно проведены экспериментальные исследования одной из корабельных навигационных систем и выполнена ее динамическая аттестация в условиях, близких к натурным. Так как, из известных литературных источников, например [4], невозможно непосредственно установить модели динамики кораблей разных классов, то их можно получить косвенным путем. Известные результаты диссертационных

исследований [5], которые состояли в измерении деформации “тяжелого” корабля (ПКИК “Юрий Гагарин”) в его разных эксплуатационных режимах, с учетом особенностей характеристик движений частиц воды при волнении океана (моря) позволили составить ориентировочную модель динамики трехмерной угловой качки корабля. Примем во внимание также то, что при частотной полосе каналов действующего стенда приблизительно 1 Гц, то есть на порядок более высший, чем основная частота волнения океана, для имитации “качание” корабля не было необходимости изменять существующую структуру управления стендом.

Особенности проведения экспериментальных исследований – полунатурного моделирования на приведенном стенде-имитаторе рассмотрим на примере исследования одной из корабельных навигационных систем, в частности по каналу дифферента.

По результатам динамической аттестации стенда-имитатора с помощью тестовых гармонических сигналов, пример реализации которых для канала дифферента представлен на рис.2,

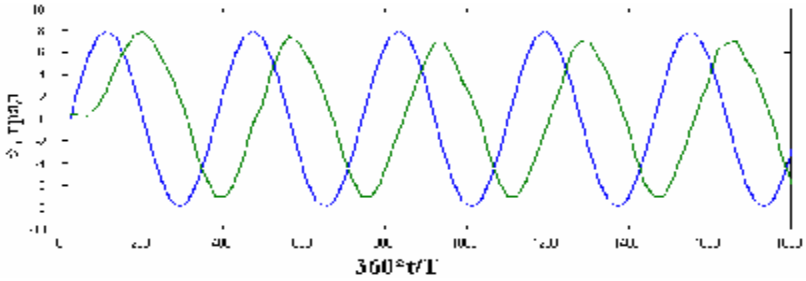


**Рисунок 2**. Реализация тестовых гармонических сигналов при проведении исследований стенда-имитатора: синяя линия – заданный сигнал, зеленая линия – отработки стендом тестового сигнала

получены частотные характеристики стенда-имитатора по каналу дифферента представленные на рис.3, на основании которых с использованием аппроксимации методом обобщенных логарифмических характеристик получено аналитическое выражение для передаточной функции стенда-имитатора по каналу дифферента, имеющая вид

$$W_{Дс_диф} = \frac{0{,}95(0{,}2051s+1)}{0{,}1751^2 \cdot s^2 + 2 \cdot 0{,}61 \cdot 0{,}1751 \cdot s + 1} \qquad (1)$$

Итак, принимая во внимание, что составляющая морской качки приблизительно 0,1 Гц, а частотные полосы пропуска каналов стенда-имитатора на порядок выше, входные сигналы в стенд-имитатор формировались специально моделированным последовательным многомерным формирующим фильтром, непосредственно из компьютерного псевдобелого шума.

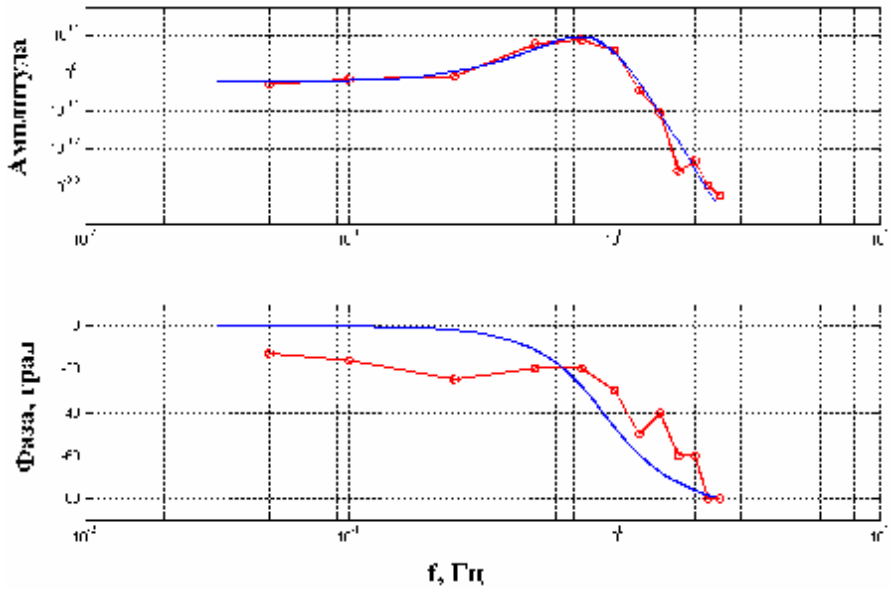



**Рисунок 3**. ЛАЧХ и ЛФЧХ трехстепенного стенда-имитатора по каналу дифферента: синяя линия – экспериментальный вид, красная линия – результат аппроксимации

Для получения наиболее близкой к желаемой реализации качки необходимо синтезировать оптимальный формирующий фильтр с помощью модифицированной процедуры метода Винера-Колмогорова [1, 6].

Пусть движение динамического объекта (стенда-имитатора) описывается системой линейных дифференциальных уравнений в операторной форме вида

$$x = Wu$$

Систему «формирующий фильтр – стенд имитатор» можно представить в виде структурной схемы приведенной на рис.4.

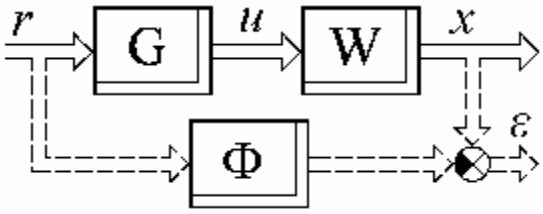



**Рисунок 4** Структурная схема стенда-имитатора

На рис.4. приняты следующие обозначения: $r$ - сигнал компьютерного псевдобелого шума; $G$ - неизвестная передаточная функция формирующего фильтра по рассматриваемому каналу; $u$ - сигнал управления стендом-имитатором; $W$ - известная передаточная функция стенда-имитатора по исследуемому каналу; $\Phi$ - передаточная функция «идеального» формирующего фильтра; $\varepsilon$ - ошибка в воспроизведении стендом-имитатором желаемого сигнала.

Сигнал $r$ с генератора белого шума поступает на вход формирующего фильтра $G$, который преобразует его в электрический сигнал управления $u$ стендом имитатором, имеющего передаточную функцию $W$, в результате чего

платформа стенда-имитатора производит движения $x$, ошибка воспроизведения которых составляет $\varepsilon = x - \Phi r$.

Запишем соотношения, связывающие сигналы генератора сигналов, сигнала управления и движения стенда-имитатора в виде

$$\begin{aligned} u &= \mathrm{G}\, r, \\ x &= \mathrm{WG}\, r, \\ \varepsilon &= (\mathrm{WG} - \Phi) r. \end{aligned} \tag{2}$$

И, в случае случайных сигналов с использованием теоремы Винера-Хинчина для выражений (2) запишем соответствующие им спектральные плотности в виде

$$\begin{aligned} S'_{\varepsilon\varepsilon} &= (\mathrm{WG} - \Phi) S'_{rr} (\mathrm{G}_* \mathrm{W}_* - \Phi_*), \\ S'_{uu} &= G S'_{rr} G_* \end{aligned} \tag{3}$$

В качестве показателя качества используется значение среднеквадратической ошибки вида

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr\left[S'_{\varepsilon\varepsilon} R + S'_{uu} C\right] ds \tag{4}$$

где $R$ и $C$ - весовые положительно определенные матрицы.

В соответствии с известным алгоритмом [1, 6] введем обозначения

$$\begin{aligned} \mathrm{G}_0 &= \Gamma \mathrm{G} \mathrm{D}, \\ \Gamma_* \Gamma &= \mathrm{W} \mathrm{R} \mathrm{W}_* + \mathrm{C}, \\ \mathrm{D}\mathrm{D}_* &= S'_{rr}, \end{aligned} \tag{5}$$

где $\Gamma, \mathrm{D}$ - матрицы результаты винеровской факторизации соответствующих выражений.

Запишем функционал (4) в виде

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr\left[\mathrm{G}_0 \mathrm{G}_{0*} - \Gamma_*^{-1} \mathrm{W}_* \mathrm{R} \Phi\, S'_{\text{пг}}\, \mathrm{D}_*^{-1} \mathrm{G}_{0*} - \mathrm{G}_0 \mathrm{D}^{-1}\, S'_{\text{пг}}\, \Phi_* \mathrm{R} \mathrm{W} \Gamma^{-1} + \Phi\, S'_{\text{пг}}\, \Phi_* \mathrm{R}\right] ds \tag{6}$$

Найдя первую вариацию функционала

$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr\left\{\left[\mathrm{G}_0 - \Gamma_*^{-1} \mathrm{W}_* \mathrm{R} \Phi\, S'_{\text{пг}}\, \mathrm{D}_*^{-1}\right] \delta\, \mathrm{G}_{0*} + \delta\, \mathrm{G}_0 \left[\mathrm{G}_{0*} - \mathrm{D}^{-1}\, S'_{\text{пг}}\, \Phi_* \mathrm{R} \mathrm{W} \Gamma^{-1}\right]\right\} ds,$$

и обозначив

$$\mathrm{T} = \mathrm{T}_0 + \mathrm{T}_+ + \mathrm{T}_- = \Gamma_*^{-1} \mathrm{W}_* \mathrm{R} \Phi\, S'_{\text{пг}}\, \mathrm{D}_*^{-1} \tag{7}$$

условие его минимума запишем в виде

$$\mathrm{G}_0 = \mathrm{T}_0 + \mathrm{T}_+ \tag{8}$$

где $\mathrm{T}_0, \mathrm{T}_+, \mathrm{T}_-$ - результаты операции винеровской сепарации выражения (7).

Учитывая введенные обозначения (5), (7), (8), неизвестная матрица передаточных функций формирующего фильтра определяется как

$$\mathrm{G} = \Gamma^{-1} (\mathrm{T}_0 + \mathrm{T}_+) \mathrm{D}^{-1} \tag{9}$$

Используя передаточную функцию стенда-имитатора (1), спектральную плотность качки по каналу дифферента (10), определенную по результатам [5] натурных экспериментов,

$$S_{\vartheta\vartheta} = \frac{1{,}06^2}{\pi}\left|\frac{(2{,}6497s+1)}{(1{,}68^2\cdot s^2+2\cdot 0{,}1\cdot 1{,}68\cdot s+1)}\right|^2 \qquad (10)$$

а также приведенный алгоритм (4)-(9) при условиях $R=1$, $C=0$ была получена передаточная функция формирующего фильтра вида

$$G = \frac{3{,}73(2{,}6497\cdot s+1)(0{,}1751^2\cdot s^2+2\cdot 0{,}61\cdot 0{,}1751\cdot s+1)}{(0{,}2051\cdot s+1)(1{,}68^2\cdot s^2+2\cdot 0{,}1\cdot 1{,}68\cdot s+1)} \qquad (11)$$

Было произведено полунатурное испытание стенда имитатора по воспроизведению качки корабля, результаты которого для канала дифферента приведены на рис. 5

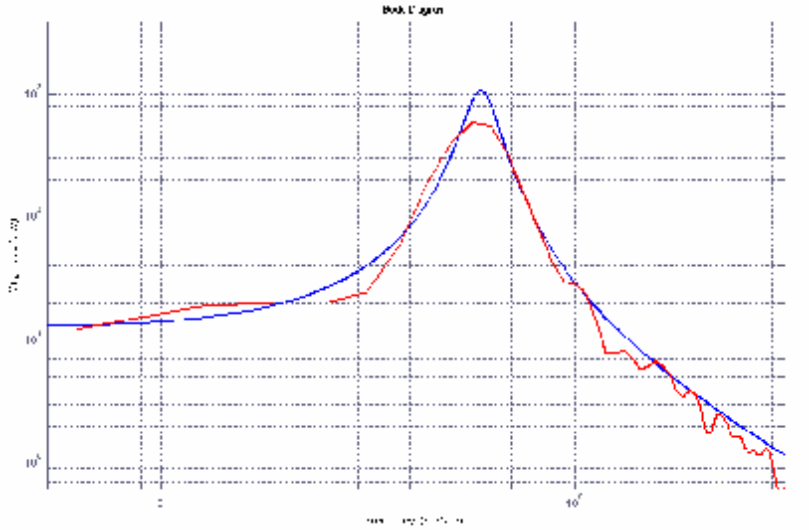


**Рисунок 5**. Спектральная плотность качки по каналу дифферента: синяя линия – желаемое значение, красная линия – результат полунатурного воспроизведения

Анализ результатов полунатурного моделирования показал верность принятых решений и допущений при создании системы имитации качки корабля.

**Вывод**

Особенностью приведенного стенда-имитатора является то, что его структура представляет собой электромеханический формирующий фильтр, который преобразует вектор “белых” шумов непосредственно в вектор программных механических движений платформы, соответствующие реальному угловому движению подвижного объекта в заданном режиме движений. Точность имитации возможно повысить с учетом реальной динамики заданной механической части системы, динамических характеристик возмущений и помех измерения, а также использованием в соответствующих

каналах синтезированных, с помощью известных алгоритмов, оптимальных формирующих фильтров.

**Библиографический список**


[1] Блохин Л.Н., Бурiченко М.Ю. Статистична динамiка систем управлiння. Пiдручник. 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] Блохин Л.Н. Методология оптимизации регулирования и аттестации на земле бортовых измерительных систем и комплексов воздушных суден.— К.: Издательство общества “Знание” УССР, 1989.-24 с.

[4] Екимов В.В. Вероятностные методы в строительной механике корабля. – Л.: «Судостроение», 1966. – 328 с.

[5] Страшко В.А. Метод и система оптимального по точности измерения деформации плавучего командного измерительного комплекса. – К.: КИИГА,1991.

[6] Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации – К.: Техника, 1982.-142 с.

УДК 629.764

# ВЛИЯНИЕ КОНТУРА УМЕНЬШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА ОБЛАСТЬ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Д. В. Подойницын

НПП «Хартрон-Аркос»
г. Харьков, Украина

# INFLUENCE OF LOOP FOR REDUCTION OF AERODYNAMIC LOADS UPON STABILITY AREA OF LAUNCH-VEHICLE STABILIZATION SYSTEM

D. Podoynitsyn

Research & Production Incorporation “Khartron-Arkos”
Kharkov, Ukraine
poddim@mail.ru

Одним из наиболее эффективных и удобных способов выделения областей устойчивых состояний линейных систем является D-разбиение. D-разбиение основано на использовании критерия устойчивости Найквиста-Михайлова и решении характеристического уравнения разомкнутой системы. Подробное описание того, каким образом выполняется D-разбиение можно найти в [1, 2].

Как известно, передаточная функция (ПФ) линейной системы (а, значит, и характеристическое уравнение) не зависит от действующих на нее возмущений. Поэтому при D-разбиении возмущения вне зависимости от их характера (технологические или внешние) не влияют на область устойчивости. Однако, введение в состав системы стабилизации (СС) контура уменьшения аэродинамических нагрузок (контур разгрузки), осуществляющего управление по ветровым углам атаки и скольжения и оценивающего ветровые возмущения, оказывает существенное влияние на область устойчивости всей системы. Данная статья посвящена определению влияния контура разгрузки на область устойчивости системы для ракеты-носителя (РН) типа «Циклон - 4».

## Описание объекта управления

Линеаризованная система уравнений возмущенного движения жидкостной РН включает в себя уравнения носителя как твердого тела (ТТ), уравнения осцилляторов (колебаний топлива в баках, упругих колебаний корпуса РН) и их влияния на показания датчиков, установленных на гироплатформе (ГП). [4, 5, 6]. Несомненно, уравнения осцилляторов оказывают определенное влияние на устойчивость системы, но для определения влияния контура разгрузки на область устойчивости вполне возможно ограничиться

описанием объекта как ТТ. В этом случае уравнения движения РН в канале рыскания имеют следующий вид:

$$\begin{cases} \ddot{z}(t) = a'_{zz}(t)\cdot \dot{z}(t) + a'_{z\psi}(t)\cdot \dot{\psi}(t) + a_{z\psi}(t)\cdot \psi(t) + a_{z\delta_\psi}(t)\cdot \delta(t) + a'_{zW_Z}(t)\cdot W_z(t) + \overline{F}_{zn}(t); \\ \ddot{\psi}(t) = a'_{\psi z}(t)\cdot \dot{z}(t) + a'_{\psi\psi}(t)\cdot \dot{\psi}(t) + a_{\psi\psi}(t)\cdot \psi(t) + a_{\psi\delta_\psi}(t)\cdot \delta(t) + a'_{\psi W_z}(t)\cdot W_z(t) + \overline{M}_{\psi n}(t); \\ \psi^{ГП}(t) = \psi(t); \\ \dot{z}^{ГП}(t) = \dot{z}(t) - \left(x^{ГП} - x_G(t)\right)\cdot \dot{\psi}(t), \end{cases} \quad (1)$$

где $a$ - коэффициенты, характеризующие динамические свойства РН; $z$ - боковое отклонение центра масс РН; $\dot{z}^{ГП}$ - боковая скорость в месте установки ГП; $\psi$ - рассогласование по углу рыскания; $\psi^{ГП}$ - рассогласование по углу рыскания в месте установки ГП; $\delta$ - угол отклонения управляющих органов по рысканию; $W_z$ - боковая составляющая скорости ветра; $\overline{F}_{zn}$ и $\overline{M}_{\psi n}$ - приведенные возмущающие сила и момент соответственно; $x^{ГП}$ и $x_G$ - координаты ГП и центра масс (ЦМ) соответственно; $t$ - время.

Структурная схема замкнутой системы в канале рыскания приведена на рис. 1.

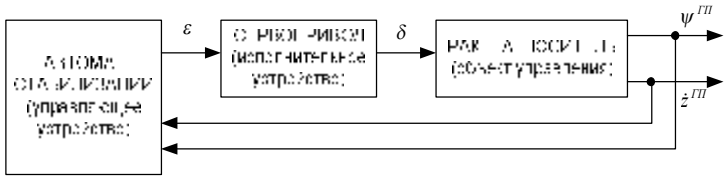



**Рисунок 1**. Структурная схема замкнутой системы в канале рыскания

## Построение области устойчивости при управлении по угловому рассогласованию

Зачастую закон управления, реализуемый СС, обеспечивает устойчивость как углового движения РН, так и движения ЦМ, и в общем виде описывается уравнением

$$\varepsilon = K_\psi \cdot \psi + K_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} - K_z \cdot z - K_{\dot{z}} \cdot \dot{z}, \quad (2)$$

где $\varepsilon$ - управляющий сигнал; $K_\psi, K_{\dot{\psi}}, K_z$ и $K_{\dot{z}}$ - коэффициенты усиления АС по соответствующим параметрам.

Влияние контура стабилизации ЦМ на устойчивость углового движения известно: контур оказывает существенное влияние только на низкочастотный (0.01…0.05 Гц) участок кривой D-разбиения. Поэтому, при исследовании влияния контура разгрузки на устойчивость РН будем считать, что АС реализует управление только по угловому рассогласованию:

$$\varepsilon = K_\psi \cdot \psi + K_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi}. \quad (3)$$

Расчетная схема для выделения областей устойчивости будет иметь вид:

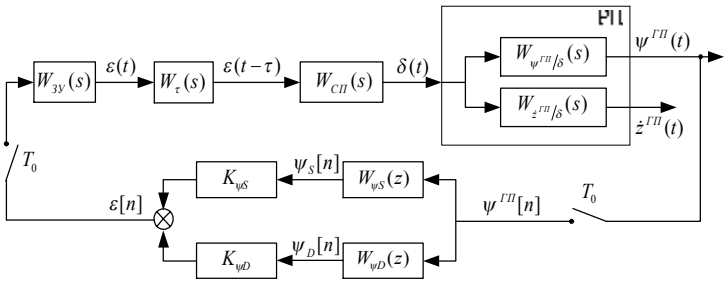



**Рисунок 2**. Расчетная схема угловой стабилизации

На рис. 2 приняты следующие обозначения:
$W_{\tau}(s)=e^{-s\tau}$ - ПФ, описывающая запаздывание формирования управляющего сигнала на время $\tau$ в СС; $W_{\psi^{ГП}/\delta}(s)$ и $W_{\dot{z}^{ГП}/\delta}(s)$ - ПФ РН по соответствующим каналам, получаемые путем преобразования системы уравнений (1); $\psi_S[n]$ и $\psi_D[n]$ - отфильтрованные значения $\psi^{ГП}$ после прохождения через цифровые фильтры $W_{\psi S}(z)$ и $W_{\psi D}(z)$ соответственно; $W_{\psi S}(z)$ - цифровой фильтр низких частот; $W_{\psi D}(z)$ - цифровой дифференцирующий фильтр низких частот;

$W_{СП}(s)=\dfrac{1}{T_1 s^3+T_2 s^2+T_3 s+1}$ - ПФ сервопривода (СП); $W_{ЗУ}(s)=\dfrac{1}{T_0}\cdot\dfrac{(1-e^{-sT_0})}{s}$ - ПФ запоминающего устройства, преобразующего импульсный сигнал в кусочно-постоянный; $T_0$ - такт квантования системы.

При этом закон управления (3) примет вид:

$$\varepsilon[n]=K_{\psi S}\cdot\psi_S[n]+K_{\psi D}\cdot\psi_D[n], \qquad (4)$$

где $K_{\psi S}$ и $K_{\psi D}$ соответствуют $K_{\psi}$ и $K_{\dot{\psi}}$ в формуле (3).

В данной работе D-разбиение производится по двум параметрам: $K_{\psi S}$ и $K_{\psi D}$.

D-разбиение, определяющее область устойчивости СС, которая реализует управление по угловому рассогласованию, приведено на рис. 3.

### Построение области устойчивости при наличии контура разгрузки

На системы управления современных РН помимо стабилизации углового движения и движения ЦМ возлагается дополнительная задача снижения аэродинамических нагрузок на корпус РН при действии ветра. Для канала рыскания данная задача формулируется в виде ограничения на модуль произведения $|q\beta|$ скоростного напора $q$ на угол скольжения $\beta$. Контур разгрузки, осуществляющий управление по углу скольжения (в канале рыскания), обеспечивает уменьшение максимального значения параметра $|q\beta|$ примерно в 2 раза [3].

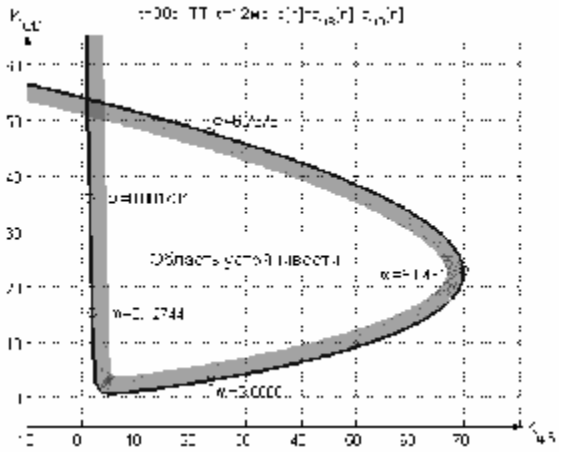


**Рисунок 3**. D-разбиение по параметрам $K_{\psi S}$ и $K_{\psi D}$ при управлении по угловому рассогласованию

Не вдаваясь в особенности работы контура разгрузки, отметим, что в законе управления используются не натуральные величины углов атаки и скольжения, а их текущие оценки, которые вычисляются в режиме реального времени на борту РН. Это вызвано тем, что надежного прибора, позволяющего определить скорость или угол атаки (скольжения) набегающего потока на движущейся ракете и пригодного для использования в СС, не было создано [4]. Контур разгрузки функционирует только на участке траектории полета 1-й ступени РН, который характеризуется максимальными значениями скоростного напора $q$, и для оценки значений углов атаки и скольжения кроме показаний традиционно применяемых датчика угла и линейного акселерометра дополнительно использует имеющуюся на борту упрощенную номинальную математическую модель «РН + СП».

Закон управления по углу скольжения имеет вид [3]:

$$\varepsilon[n] = K_{\psi S} \cdot \psi_S[n] + K_{\psi D} \cdot \psi_D[n] + K_{\psi S}[(\widetilde{\beta}_{fW}[n] - \widetilde{\beta}_{fW}^{np}) + K_{\beta z}(\widetilde{\beta}_{\dot{z}}[n] - \widetilde{\beta}_{\dot{z}}^{np})], \quad (5)$$

где $\widetilde{\beta}_{fW}, \widetilde{\beta}_{fW}^{np}$ - отфильтрованные текущее и программное значения оценки ветровой составляющей угла скольжения; $\widetilde{\beta}_{\dot{z}}, \widetilde{\beta}_{\dot{z}}^{np}$ - текущее и программное значения оценки составляющей угла скольжения, обусловленной боковой составляющей вектора скорости.

Функции $\widetilde{\beta}_{fW}^{np}$ и $\widetilde{\beta}_{\dot{z}}^{np}$ являются программными, поэтому при определении области устойчивости их можно исключить из дальнейшего рассмотрения. Так как $\widetilde{\beta}_{\dot{z}}[n] = \dot{z}^{ГП}[n]/V$, то в законе управления (5) второе слагаемое внутри скобок представляет собой аналог стабилизации движения ЦМ, которое в рамках данной работы не рассматривается.

В итоге, для определения областей устойчивости в качестве закона управления по углу скольжения имеем:

$$\varepsilon[n] = K_{\psi S} \cdot \psi_S[n] + K_{\psi D} \cdot \psi_D[n] + K_{\psi} \cdot \widetilde{\beta}_{fW}[n], \quad (6)$$

где $\widetilde{\beta}_{fW}[n]$ получается после прохождения сигнала $\widetilde{\beta}_W[n]$ через цифровой фильтр низких частот с ПФ $W_{\beta W}(z)$.

В свою очередь:

$$\widetilde{\beta}_W[n]=\frac{\ddot{z}^{ГП}[n]-a_{z\psi 1}\cdot\psi^{ГП}[n]-b_{z\delta}\cdot\widetilde{\delta}[n]}{b_{z\beta}}-\psi^{ГП}[n]-\frac{\dot{z}^{ГП}[n]}{V},\qquad(7)$$

где $V$ - скорость РН; $\widetilde{\delta}[n]$ - выходной сигнал находящейся в БЦВМ модели СП с ПФ $W_{СПМ}(z)$; $b_{z\beta}=\overline{a'_{zz}}\cdot V+(x^{ГП}-\overline{x_G})\cdot\overline{a_{\psi\psi}}$; $b_{z\delta}=\overline{a_{z\delta}}+(x^{ГП}-\overline{x_G})\cdot\overline{a_{\psi\delta}}$; $a_{z\psi 1}=\overline{a_{z\psi}}-\overline{a'_{zz}}\cdot V$; $\overline{a'_{zz}}$, $\overline{a_{\psi\psi}}$, $\overline{a_{z\delta}}$, $\overline{a_{\psi\delta}}$, $\overline{a_{z\psi}}$, $\overline{a'_{zz}}$ и $\overline{x_G}$ - номинальные параметры находящейся в БЦВМ упрощенной математической модели движения РН.

При наличии в составе СС контура разгрузки расчетная схема для выделения областей устойчивости примет вид:

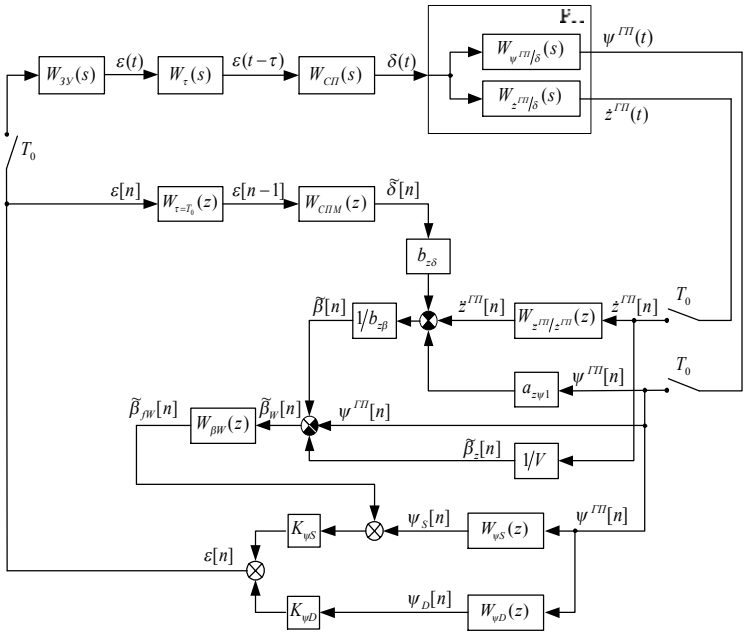
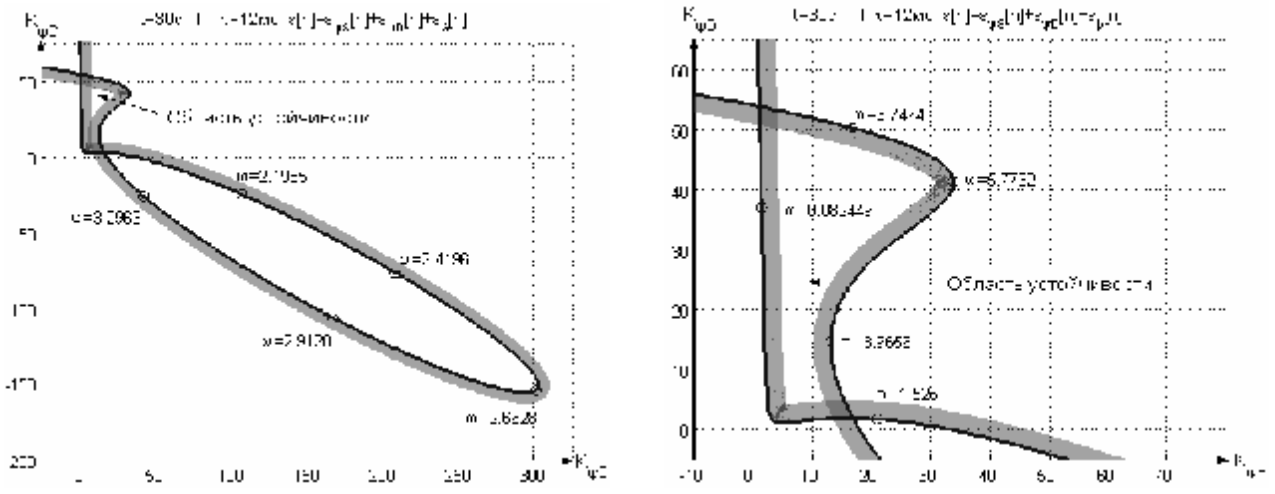



**Рисунок 4.** Расчетная схема СС с контуром разгрузки

D-разбиение СС при наличии в ее составе контура разгрузки приведено на рис. 5а, а на рис. 5б – определяемая им область устойчивости в большем масштабе.



а) б)

**Рисунок 5**. D-разбиение по параметрам $K_{\psi S}$ и $K_{\psi D}$ СС с контуром разгрузки

**Выводы**

Анализируя рис. 3 и рис. 5, можно выявить следующее: контур разгрузки играет существенную роль на низких частотах (0.1…1.0 Гц) области устойчивости и проявляет себя как дополнительный осциллятор (см. рис. 5а). Введение в состав системы стабилизации контура снижения аэродинамических нагрузок на корпус существенно видоизменяет область устойчивости. Наибольшее влияние контур разгрузки оказывает на размер области по параметру $K_{\psi S}$, уменьшая его в несколько раз. А, значит, учет контура разгрузки при проектировании систем стабилизации является обязательным.

**Библиографический список**


[1] Топчеев Ю. И. Атлас для проектирования систем автоматического регулирования: Учеб. пособие для втузов. – М.: Машиностроение, 1989. – 752 с.: ил.

[2] Основы автоматического регулирования. / Под ред. Солодовникова В. В. – М.: Машгиз, 1954. – 1118 с.

[3] Я. Е. Айзенберг, Ю. М. Златкин, А. Н. Калногуз, В. А. Батаев, А. И. Кузьмин. Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН // Космічна наука і технологія. – 2002. – Т. 8. - № 1. – с. 61-80.

[4] Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д. Ракета как объект управления: Учебник /Под ред. акад. С. Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.

[5] Абгарян К. А., Рапопорт И. М. Динамика ракет. – М.: Машиностроение, 1969. – 378 с.

[6] Айзенберг Я. Е., Сухоребрый В. Г. Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1986. – 224 с. ил.

УДК УДК 681.5: 629.584

# МОДЕЛЮЮЧИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПРОСТОРОВИМ РУХОМ САМОХІДНОЇ ПРИВ'ЯЗНОЇ ПІДВОДНОЇ СИСТЕМИ

Павлов Г.В., Блінцов О.В.

Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова,
м. Миколаїв, Україна

# MODELING COMPLEX FOR SPATIAL MOTION CONTROL SYSTEM ANALYSIS OF SELF-PROPELLED TETHERED UNDERWATER SYSTEM

Gennadiy V. Pavlov, Alexander V. Blintsov

National University of Shipbuilding named after admiral Makarov
Mykolayiv, Ukraine
blintsov@mksat.net

## 1. Постановка задачі

Самохідні підводні апарати (СПА) як об'єкт керування належать до складного виду морської техніки, яка працює в умовах значних зовнішніх збурень – дії вітру та хвиль, течії, механічних зусиль від кабель-тросів тощо [1]. Разом з тим, до параметрів просторового руху СПА пред'являються жорсткі вимоги – високоточна стабілізація на курсі та траєкторії, у товщі води відносно ґрунту або підводного об'єкту [2]. Синтез ефективних законів керування просторовим рухом СПА доцільно виконувати за допомогою спеціалізованого моделюючого комплексу (СМК), який включає комп'ютерні моделі власне СПА як твердого тіла у потоці води, кабель-тросу як гнучкого тіла у потоці води, моделі зовнішніх збурень, бібліотеку моделей регуляторів виконавчих механізм ПА та систем автоматичного керування просторовим рухом СПА.

## 2. Мета роботи

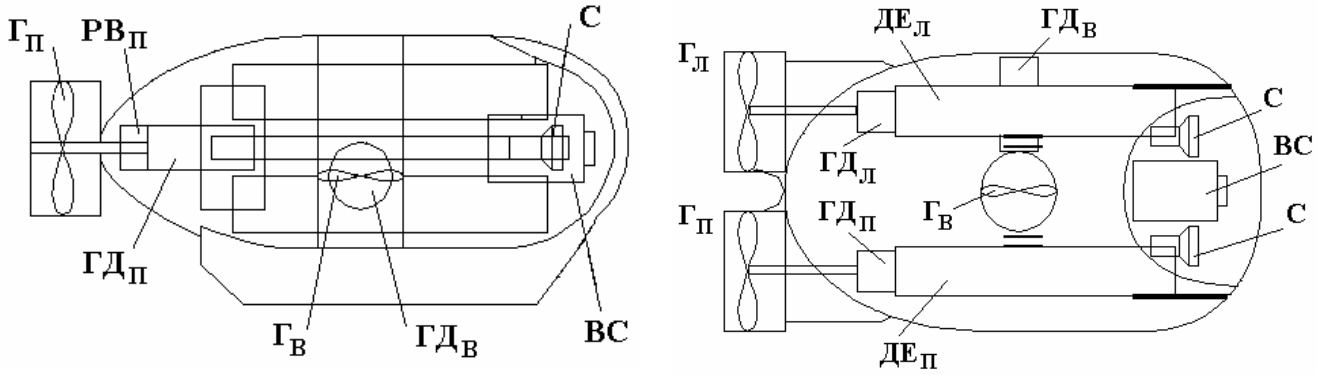
Метою роботи є розробка структури та математичного забезпечення спеціалізованого моделюючого комплексу для дослідження ефективності регуляторів виконавчих механізмів СПА і систем автоматичного керування його просторовим рухом методом комп'ютерного моделювання.

## 3. Викладення основного матеріалу дослідження

З позицій теорії автоматичного керування СПА представляє собою тверде тіло, що рухається у потоці води завдяки упорам рушійних комплексів (РК). Керована зміна величин цих упорів забезпечує рух СПА по заданій траєкторії з заданою швидкістю.

Виконавчими механізмами системи автоматичного керування (САК) просторовим рухом СПА є його рушійні комплекси (РК), кожний з яких включає гребний електродвигун (ГД) з напівпровідниковим керованим джерелом електроенергії (ДЕ), редуктор та валопровід (РВ), гребний гвинт у конусній насадці (Г).

Структуру типового СПА розробки Національного університету кораблебудування показано на рис. 1. Індекси «л», «п», «в» означають приналежність елемента до лівого, правого в вертикального РК.




***а*** - вид СПА збоку ***б*** - вид СПА зверху

**Рисунок 1**. Самохідний підводний апарат «The North Star»

Типовий СПА має два РК для руху у горизонтальній площині і один РК для руху по вертикалі. Крім того, СПА має систему підводних світильників (С), підводну відеосистему (ВС) та інші елементи.

Очевидно, що математична модель руху СПА повинна мати модульну структуру і містити модулі гідродинаміки (МГ) СПА, модулі рушійних комплексів (МРК) та модулі зовнішніх збурень, що діють на гребний гвинт ($МЗ_1$) та корпус СПА ($МЗ_2$). Крім того, математична модель повинна мати можливість підключати модулі локальних систем автоматичного керування ($САК_1$) виконавчими механізмами – рушійними комплексами $РК_Л$, $РК_П$, $РК_В$, та модуль САК верхнього рівня ($САК_2$), де формуються сигнали керування $\vec{U}_К$ для $САК_1$ з метою забезпечення руху СПА по заданій траєкторії.

Структурна схема спеціалізованого моделюючого комплексу для дослідження ефективності САК рухом СПА типу «The North Star» наведена на рис. 2.

Модулі $МРК_{Л,П,В}$ описують функціонування відповідних рушійних комплексів СПА у вигляді $T_i = f_i(U_i, M_{Нi})$, де $i$=Л,П,В. За звичай, як гребні двигуни в СПА використовують асинхронні електричні машини з короткозамкнутим статором. Плавне регулювання їх кутової швидкості обертання $\omega_{ГД}$ та крутильного моменту $M_{ГД}$ при цьому забезпечується за допомогою напівпровідникових регуляторів частоти.

На рис. 3 наведено конструкцію та структуру типового РК СПА.

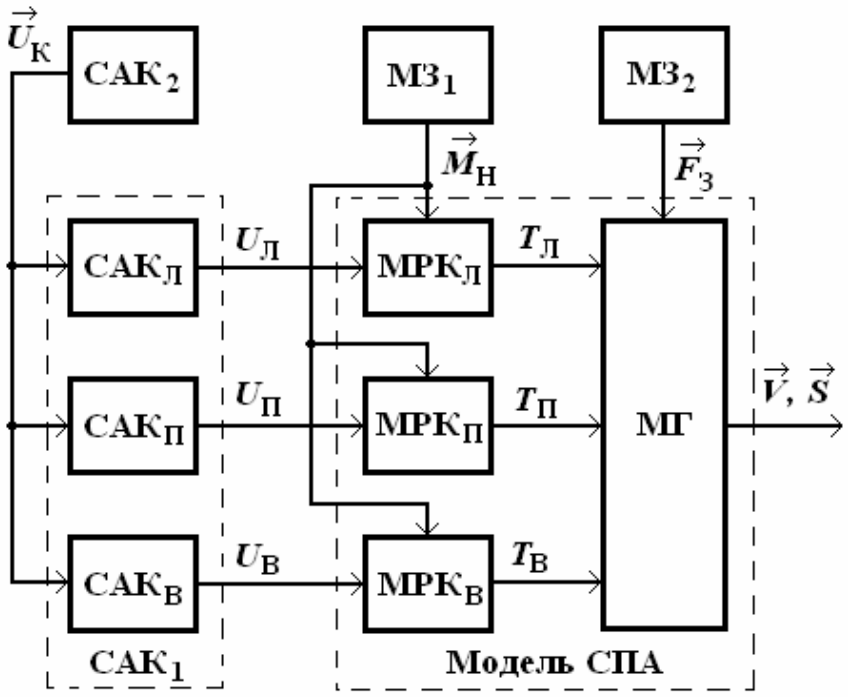
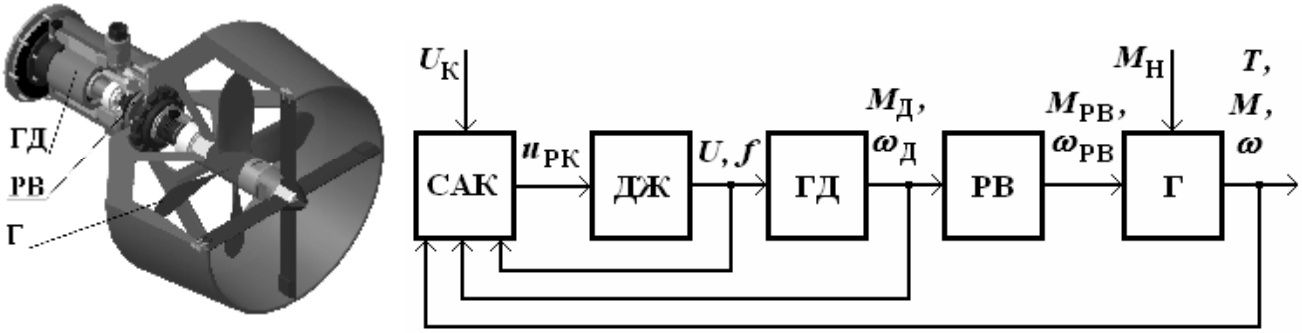



**Рисунок 2.** Структурна схема спеціалізованого моделюючого комплексу: $U_{Л,П,В}$ - моделі сигналів керування локальних САК; $T_{Л,П,В}$ - упори рушіїв СПА; $\vec{M}_Н$, $\vec{F}_З$ - зовнішні збурення, що діють на гвинт та корпус СПА, відповідно; $\vec{V}$, $\vec{S}$ - поточні параметри руху СПА (вектори швидкості і пройденого шляху)

Сила упору (тяги) гребного гвинта $T$ уздовж осі вала, а також момент $M$ на валу визначаються по формулах [3]:

$$T = K_T \rho D^4 \frac{\omega^2}{4\pi^2}; \qquad M = K_M \rho D^5 \frac{\omega^2}{4\pi^2} \tag{1}$$

де ρ – питома густина води; ω, $D$ – кутова швидкість обертання і діаметр гвинта; $K_T$, $K_M$ – відповідно, коефіцієнти упору і моменту гвинта (криві дії гвинта).




***а*** - конструкція РК ***б*** - структура рушійного комплексу СПА

**Рисунок 3.** Конструкція та структура рушійного комплексу СПА «The North Star»

В якості гребних електродвигунів на СПА найчастіше використовують керовані капсульовані асинхронні електродвигуни з короткозамкнутим ротором. Внутрішній простір електродвигунів СПА для захисту від дії зовнішнього середовища заповнюється рідким діелектриком (мінеральним маслом та ін.). Очевидно, що при обертанні ротора на його боковій поверхні і торцях виникають гідродинамічні гальмівні моменти. Крутильний момент $M_{s1}$ на валу таких двигунів знаходимо по модифікованим формулам Клосса [4]:

$$M_{s1} = \frac{2k_{1C}M_{m1}(1+s_{m1})s_1}{s_{m1}(1+k_1)(1+2s_1+s_1^2/s_{m1}^2)} \tag{2}$$

де

$$k_{1c} = \begin{cases} 1, \text{ якщо } 0 \le s_1 \le s_{m1}; \\ 1+\left(\dfrac{s_1-s_{m1}}{1-s_{m1}}\right)^{\frac{3}{2}}\left(\dfrac{k_{\text{п}}}{k_m}\dfrac{s_{m1}(3+1/s_{m1}^2)}{2(1+s_{m1})}-1\right), \text{ якщо } s_{m1} \le s_1 \le 1, \end{cases}$$

$s_1$, $s_{m1}$ – ковзання і критичне ковзання електродвигуна; $M_{m1}$ – критичний момент; $k_1$ – коефіцієнт, що враховує механічні втрати; $k_{\text{п}}$, $k_m$ – коефіцієнти пускового та максимального перевантаження.

Гідродинамічний момент опору обертання ротора в діелектрику, що заповнює електродвигун, визначається за формулою

$$M_G = 4\mu\pi\omega r^3\left(\frac{L_r}{r}+\frac{L_r}{2\delta_1}+\frac{r}{4\delta_2}\right) \tag{3}$$

де μ – динамічний коефіцієнт в'язкості масла; ω – кутова швидкість ротора; $L_r$, $r$ – довжина та радіус ротора; $\delta_1$ – зазор між ротором і статором; $\delta_2$ – зазор між торцевими поверхнями ротора і кришками електродвигуна.

Таким чином, з урахуванням гідродинамічних гальмівних моментів момент на валу капсульованого ГД визначається формулою

$$M = M_{s1} - M_G \tag{4}$$

Модуль гідродинаміки СПА побудовано на основі відомих математичних моделей акселеративного руху твердого тіла в рідині [5]:

$$\begin{cases} m_x\dfrac{dV_x}{dt}+m_z\omega_yV_z-m_y\omega_zV_y=R_x; \\ m_y\dfrac{dV_y}{dt}+m_x\omega_zV_x-m_z\omega_xV_z=R_y; \\ m_z\dfrac{dV_z}{dt}+m_y\omega_xV_y-m_x\omega_yV_x=R_z; \\ J_x\dfrac{d\omega_x}{dt}=M_x; \\ J_y\dfrac{d\omega_y}{dt}+\omega_x\omega_z(J_x-J_z)+V_xV_z(m_x-m_z)=M_y; \\ J_z\dfrac{d\omega_z}{dt}+\omega_x\omega_y(J_y-J_x)+V_xV_y(m_y-m_x)=M_z. \end{cases} \tag{5}$$

де $m_x$, $m_y$, $m_z$ – маса СПА з приєднаними масами води; $J_{xx}$, $J_{yy}$, $J_{zz}$ – моменти інерції СПА відносно осей $x$, $y$, $z$ системи координат, зв'язаної з корпусом СПА; $V_x$, $V_y$, $V_z$ – складові лінійної швидкості СПА відносно осей $x$, $y$, $z$; $\omega_x$, $\omega_y$, $\omega_z$ – кутові швидкості СПА навколо осей $x$, $y$, $z$; $R_x$, $R_y$, $R_z$ – складові результуючих гідродинамічних та зовнішніх сил, які прикладені до корпусу СПА.

Складові результуючих сил і моментів на корпусі СПА визначаємо як суми:

$$R_i = T_i - F_i - F_{3i}; \qquad M_i = l_j(R_j - F_j) - M_{Gi} - M_{Hi}, \tag{6}$$

де $F$, $M_{\text{G}}$ – відповідно, сили і моменти гідродинамічної природи; $i$=$x,y,z$; $j$=$y,z,x$.

Моделюючий комплекс, в основу якого було покладено рівняння (1)-(6), було реалізовано у середовищі Simulink пакету MatLab і використано для дослідження динаміки горизонтального і вертикального руху СПА серії «The North Star».

Структура математичної моделі динаміки СПА у середовищі Simulink пакету MatLab наведена на рис. 4.

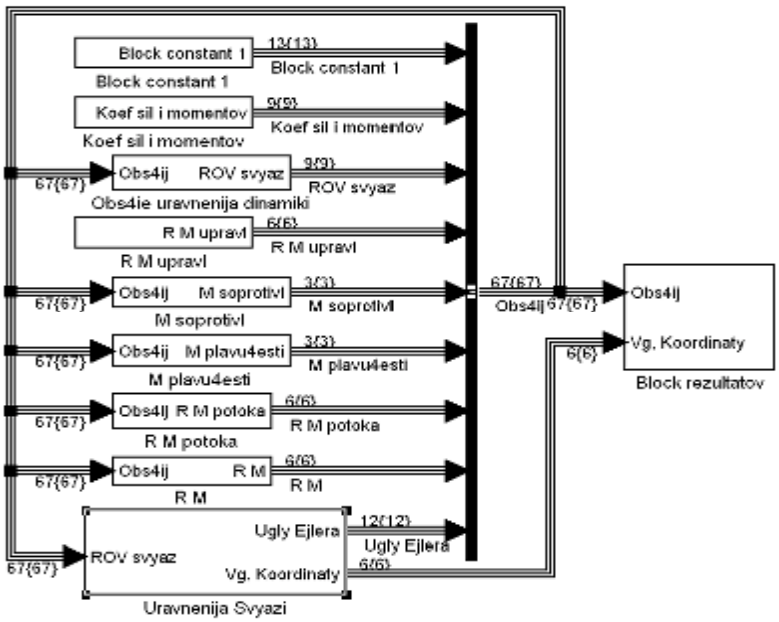
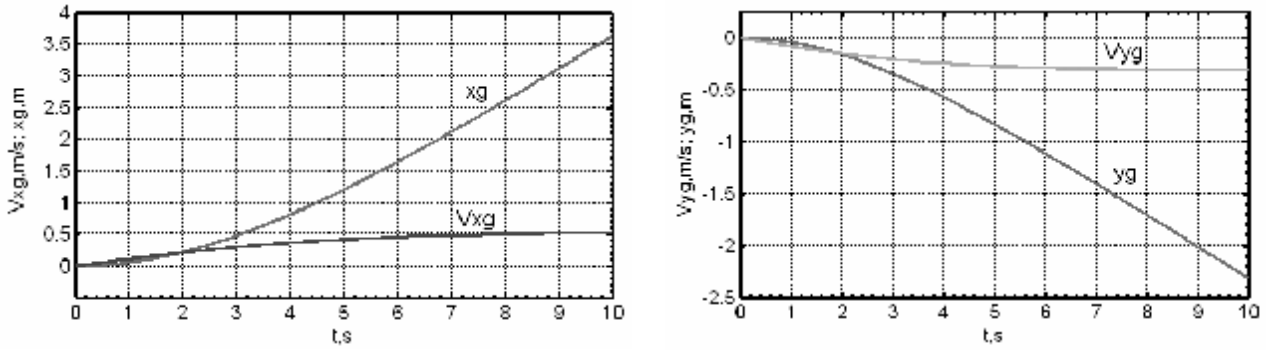



**Рисунок 4.** Структура математичної моделі динаміки СПА у середовищі Simulink пакету MatLab

Дамо короткий опис наведеної структури. Підпрограма «Block constant 1» містить основні масо-габаритні характеристики досліджуваного апарату. Підпрограма «Koef sil i momentov» включає коефіцієнти сил і моментів, що використовуються в розрахунках руху досліджуваного апарату. Підпрограма «Obs4ie uravnenija dinamiki» містить загальну форму рівнянь динаміки, вихідними даними цього блоку є вектори лінійних та кутових швидкостей СПА в зв'язаній системі координат. Підпрограма «R M upravl» генерує вектори керуючих сил і моментів в зв'язаній системі координат, що діють на апарат. Підпрограми «M soprotivl» і «M plavu4esti» виконують розрахунок векторів гальмівного моменту рідини в функції кутових швидкостей і стабілізуючого моменту, що виникає при наявності блоку плавучості апарату (плавучість СПА вважається рівною нулю). Підпрограма «R M potoka» обчислює вектори сил і моментів, що діють на апарат внаслідок виникнення набігаючого потоку рідини при його русі. Підпрограма «R M» обчислює рівнодіючу сил і моментів, що діють на апарат, в зв'язаній системі координат. Підпрограма «Uravnenija Svyazi» містить рівняння зв'язку обертового і поступального руху СПА. Вхідними даними є вектори поступальних і кутових швидкостей апарату в зв'язаній системі координат, вихідними даними – кути Ейлера (крен, диферент, рискання), лінійні швидкості і координати в базовій системі координат. Підпрограма «Block

rezultatov» виконує запис розрахункових даних і дає можливість аналізувати їх у подальшому.

Перевірка достовірності роботи моделюючого комплексу була виконана шляхом порівняння серії розрахунків з результатами морських дослідницьких випробувань СПА серії «The North Star». Результати комп'ютерного моделювання режимів розгону СПА при ступінчатому прикладанні упору $T_x$ = 10 Н та при прикладанні упору вертикального рушія $T_z$ = 10 Н наведено на рис. 5.




***а*** – швидкість (Vxg) і шлях (xg) СПА по осі *x* в базовій системі координат

б – швидкість (Vyg) і шлях (yg) СПА по осі y в базовій системі координат

**Рисунок 5**. Результати комп'ютерного моделювання акселеративного руху СПА

Аналіз показав, що максимальне значення похибки моделювання не перевищує 15-17 % для максимальних значень упорів рушіїв ($T_x$ =150 Н, $T_z$ = 80 Н), а для упорів до 75 % від максимальних значень максимально похибка лежить у межах 10-12 %.

**Висновки**

Розроблений спеціалізований моделюючий комплекс забезпечує достатню для нелінійних морських рухомих об'єктів достовірність розрахунків і може бути використаний для дослідження ефективності регуляторів виконавчих механізмів СПА і систем автоматичного керування його просторовим рухом.

**Бібліографічний список**


[1] Автономные подводные роботы: системы и технологии. Под ред. Агеева М.Д. – М.: Наука, 2005. – 398 с.

[2] Филаретов В.Ф., Лебедев А. В., Юхимец Д. А. Устройства и системы управления подводных роботов. – М.: Наука, 2005. – 270 с.

[3] Справочник по теории корабля: В 3 т. / Под ред. Я.И. Войткунского. – Л.: Судостроение, 1985. – Т.1. – 768 с.

[4] Король Ю.М. Влияние гидродинамических потерь на механические характеристики капсулированных управляемых асинхронных электродвигателей подводных аппаратов // Збірних наукових праць НУК. – Миколаїв: НУК, 2004. – № 6 (399). – С. 15–24.

[5] Лукомский Ю.А., Пешехонов В.Г., Скороходов Д.А. Навигация и управление движением судов. Учебник. – СПб.: «Элмор», 2002. – 360 с.

УДК 656.61.052

# ИНВЕРСНЫЙ МЕТОД ПЛАНИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ УПРАВЛЕНИЯ

А.С.Мальцев

Одесская национальная морская академия
г. Одесса, Украина

# THE INVERSE METHOD OF TRACK PLANNING THE MOVING OBJECT OF HANDLING

A.S.Maltsev

Odessa National Maritime Academy
Odessa, Ukraine
maltsev-as@maab.com.ua

Процесс подготовки к маневрированию подвижных объектов и его выполнение состоит из четырех этапов: планирование траектории перемещения с учетом жестких ограничений и долгосрочного прогноза параметров внешних воздействий; управление процессом движения в соответствии с предварительным планом и его корректировка по фактическим параметрам внешних воздействий; корректировка первоначального плана при появлении переменных ограничений в процессе перемещения; выполнение технологических операций на начальных и конечных пунктах перемещения. Особенностью первого этапа является возможность решения задач до начала движения, остальные могут выполняться только в процессе управления.

Организация процесса движения и его выполнение представляет собой целенаправленные интеллектуальные действия оператора и на каждом его этапе решается определенный круг задач. На первом этапе для заданного начального состояния определяется смысловая структура базы исходных данных, т.е. ставится **стратегическая задача** и формируется **гипотеза ее решения**.

Затем производят декомпозицию каждой гипотезы, переходят от исходных к элементарным задачам, что приводит к решению **тактических задач**.

После построения гипотезы решения элементарных задач возникает необходимость разработки **технологического процесса** управления движением, который заключается в поиске соответствия между исходными данными и необходимыми средствами для достижения поставленной цели.

В результате решения стратегических и тактических задач, а также после разработки технологии маневрирования получают заданный алгоритм функционирования процесса управления перемещением объекта управления. При этом на этапе решения стратегических и тактических задач характеристики объекта управления практически не присутствуют, поэтому такие задачи можно считать типовыми. В них учитываются только жесткие ограничения и

характеристики энергетической установки, обеспечивающей движение. При переходе к технологическим процессам и декомпозицией исходных задач на элементарные возникает необходимость учета динамических характеристик для детального планирования движения.

Решение указанных задач достигается путем выполнения различных действий при определенных обстоятельствах и в различных условиях за счет использования алгоритмов интеллектуальной деятельности оператора.

Особенностью процесса движения является тот факт, что предварительное планирование может быть произведено только с учетом жестких ограничений и макро показателей внешних воздействий, у которых известны только прогнозы вероятностных их характеристик. Переменные ограничения неизвестны вообще, поэтому они не могут быть учтены при предварительном планировании и разработке заданного алгоритма функционирования процесса управления движением. Обычно время на выполнение предварительного планирования не ограничено, и оператор определяет его сам, по объему необходимой работы.

Поскольку в процессе управления маневрированием приходится изменять заданный алгоритм по уточненным параметрам внешних воздействий и корректировать его при появлении переменных ограничений и решать технологические задачи заново, то у оператора имеется ограниченное время для выполнения такой работы, поскольку он занят управлением маневрами. Это существенно усложняет выполнение его интеллектуальных действий в связи с необходимостью обрабатывать значительно больше информации, объем которой может превышать психо - физиологические возможности оператора по ее восприятию.

Для обеспечения процесса управления перед выполнением движения необходимо знать плановую траекторию, построенную с учетом параметров акватории для маневрирования и динамических свойств объекта управления. Однако, в настоящее время процедуру по планированию движения морских судов, к сожалению, не выполняют, а предпочитают использовать обзорно-сравнительный способ планирования и контроля движения, основанный на опыте капитана.

При выполнении исследования была поставлена цель, разработать формализованную модель построения траектории движения для решения оперативных задач управления.

Для ее достижения можно использовать графический, табличный или аналитический методы. Наиболее наглядной содержательной моделью является графический метод в масштабе. Поэтому начнем рассмотрение именно с него.

При планировании движения построение траектории предлагается начинать с точки окончания морской операции, в обратной последовательности от конца к началу. Этот прием будем называть инверсным методом планирования траектории движения.

Под термином морская операция будем подразумевать характер выполняемой работы – постановка на якорь, снятие с якоря, заход и швартовка

в порту, отшвартовка в порту и выход из него, швартовка и отход в открытом море, швартовка в открытом море для бункеровки и снабжения и другие [1-2].

Выбор управляющих воздействий будем назначать с запасом. Это означает, что режим переднего хода и торможения может быть использован только до среднего, а угол перекладки руля только до $15^0$.

Составленная таким образом схема позволит создать предпосылки для обеспечения гарантированной безопасности управления движением, за счет резерва управляющих воздействий, которые позволят скорректировать процесс маневрирования, если фактическое положение судна окажется отличным от первоначально запланированного.

Всю схему движения целесообразно обозначать в виде прямолинейных и криволинейных участков, разделенных характерными точками, в которых изменяется скорость или направление перемещения, и отдаются соответствующие команды.

Для того чтобы понять суть задачи, которую приходится решать при построении схемы маневрирования и порядок выполнения предварительной подготовки, рассмотрим процесс планирования движения при постановке на якорь, приведенный на рис.1.

Для детального изучения произведем декомпозицию процесса маневрирования на этапы, соответствующие изменению режима движения. Будем рассматривать следующие этапы:

– участок прицеливания $Н_и$ – $Н_ц$, от исходной точки начала маневрирования $Н_и$ до момента подачи команды на перекладку руля $Н_ц$;

– криволинейное движение с переложенным рулем $Н_ц$ – $К_ц$, от момента подачи команды на перекладку руля $Н_ц$ до момента окончания одерживания поворота и выхода на новый курс в точке $К_ц$;

– участок торможения $Н_т$ – $К_т$, от момента подачи команды для работы машины на задний ход $Н_т$ до момента остановки судна и отдачи якоря.

Коротко процесс маневрирования можно описать так – прицеливание (П), циркуляция (Ц), торможение (Т) и выравнивание (В) в точке отдачи якоря.

Процесс маневрирования будет выполнен оптимально П-Ц-Т-В, если один этап, будет следовать за другим без перерыва и судно при этом будет управляться в течении всего времени маневрирования. Если исходные данные по маневренным характеристикам будут неточными, то время маневрирования будет увеличиваться.

Порядок графического построения траектории будет следующий:

- на карте выбирают точку постановки на якорь, обычно помеченную радиусом безопасной стоянки $R_{бя}$, и из нее проводят линию по направлению ветра и течения в сторону, противоположную направлению подхода к месту отдачи якоря;

- из таблиц маневренных характеристик выбирают значение величины тормозного расстояния $S_{ат}$ для режима (передний малый – задний средний) ПМ –ЗС, и полученное значение откладывают от точки постановки на якорь, в сторону, противоположную направлению подхода по линии намеченного пути и получают точку отдачи команды на задний средний ход;

- из таблиц поворотливости [3] выбирают значения отрезков НМ и МК по величине угла поворота θ влево и значению угла перекладки $\delta=15^0$;
- от точки $К_ц$ откладывают отрезок $МК_ц$ и получают точку М;
- из точки М под углом θ проводят линию подхода и на ней наносят отрезок $МН_ц$, в результате получают точку подачи команды на перекладку руля $Н_ц$;
- от полученной точки откладывают участок прицеливания $S_{прц}$ равный 1-5 кбт (в зависимости от наличия акватории для маневрирования) и получают исходную точку $Н_и$, в которую необходимо выйти для начала операций по постановке на якорь.

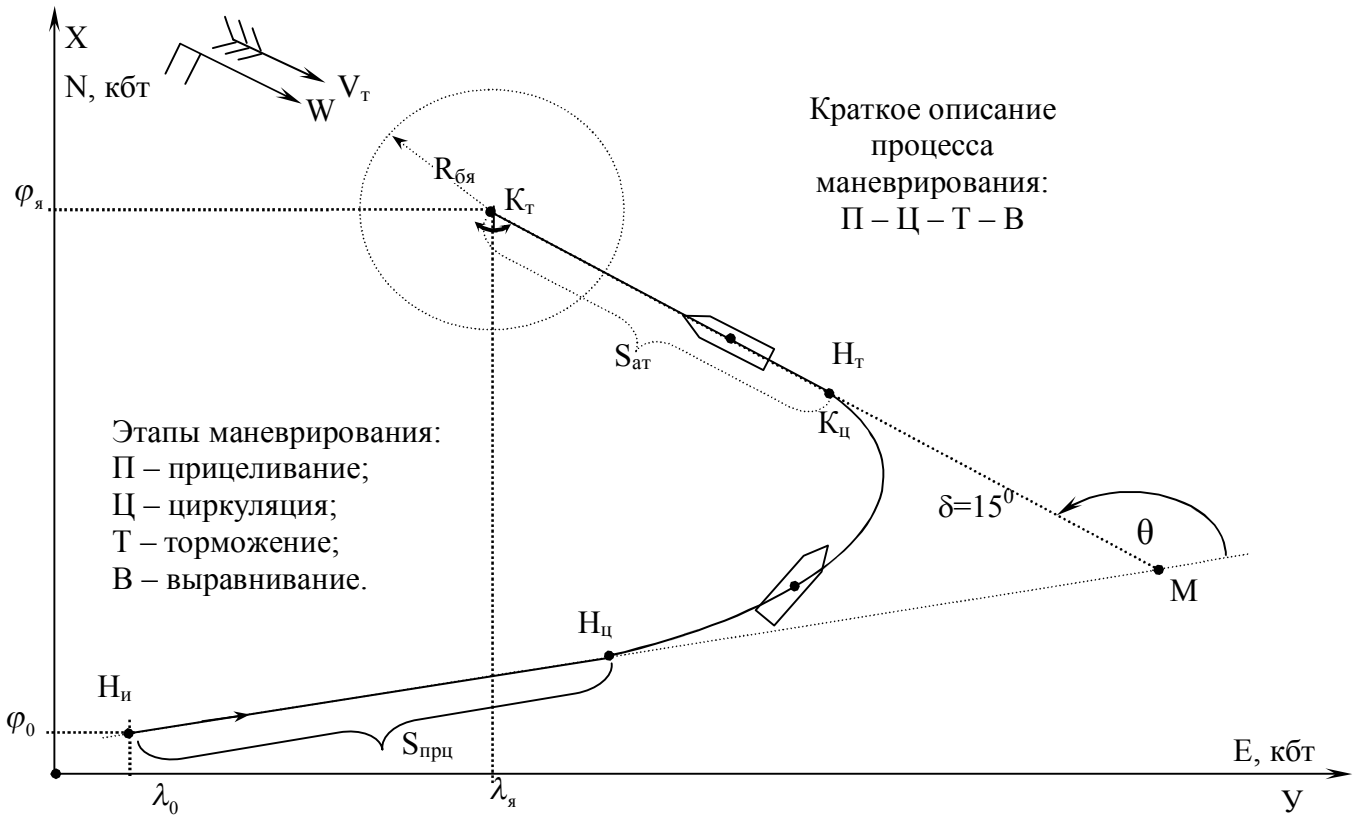



**Рисунок 1**. Планирование движения при постановке на якорь

Описанная процедура требует знания инерционно-тормозных и характеристик поворотливости. Построение схемы маневрирования без знания указанных данных невозможно.

*Аналитическое описание* процесса движения произведем кинематическими дифференциальными уравнениями. С учетом приведенного выше алгоритма интеллектуальных действий это означает решение указанных уравнений в отрицательном времени с начальными условиями в точке окончания маневрирования.

Параметрами, которые известны, являются истинные курсы $\hat{E}_{\text{í}}$, линейные и угловые скорости $V_{\text{í}}, V_{\text{í}} / R_{\text{í}}$ собственного судна и координаты точки постановки на якорь $\varphi_{\text{я}}, \lambda_{\text{я}}$.

Выберем оси координат так, что X направлена на север, а У направлена на восток, а начало оси координат совпадает с положением судна в момент начала маневрирования для постановки на якорь $\varphi_0, \lambda_0$, как показано на рис.1.

Используя кинематические *уравнения* для криволинейного движения судна, получаем:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= -k_{\text{н}} \frac{V_{\text{н}}}{R_{\text{н}}} y_{0\text{я}} + V_{\text{н}} \cos(K_{\text{н}}), \\ \frac{dy}{dt} &= k_{\text{н}} \frac{V_{\text{н}}}{R_{\text{н}}} x_{0\text{я}} + V_{\text{н}} \sin(K_{\text{н}}), \\ \frac{dK_{\text{н}}}{dt} &= k_{\text{н}} \frac{V_{\text{н}}}{R_{\text{н}}}, \end{aligned} \qquad (1)$$

где $\hat{\text{e}}_{\text{i}}$ - коэффициент, зависящий от направления отворота. Если отворот влево +1, вправо -1.

Решение дифференциального уравнения (1) в отрицательном времени с начальными условиями в точке постановке на якорь позволяет рассчитать координаты исходной точки.

Если в момент отдачи якоря судно имеет ход относительно воды, то при касании грунта и появлении держащей силы якоря возникает рывок в момент остановки движения, который приводит к резкому кратковременному увеличению натяжения якорного каната. В процессе рывка судно проходит путь S, а натяжение рывка возрастает от начального $\text{P}_{\text{н}}$, которое равно натяжению каната при отдаче, до конечного $\text{P}_{\text{к}}$, которое возрастает за счет инерции в конце при остановке судна. Дифференциальное уравнение движения судна при торможении и отданном якоре имеет вид:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} + kV^2 + P_e + P_{\text{я}} = 0 \qquad (2)$$

где m – масса судна, с учетом присоединенной массы;

V – скорость судна по оси X;

$\text{P}_{\text{e}}$ – упор винта, при торможении на задний ход;

$\text{P}_{\text{я}}$ – сила действующая на судно от якорного устройства.

Введем следующие обозначения:

β – коэффициент активности торможения винтом, который определяют по формуле:

$$\beta = \text{P}_{\text{max}} / \text{к} / \text{V}_{\text{н}}^2 \qquad (3)$$

$\beta_{\text{я}}$- коэффициент активности торможения якорем, который определяют по формуле:

$$\beta_я = к_г G g /к /V_н^2 \quad (4)$$

где G–вес якоря, кг; g-ускорение силы тяжести, м/с$^2$;

$к_г$– коэффициент держащей силы грунта;

$P_{max}$– максимальная сила упора винта в момент остановки судна;

к- коэффициент сопротивления воды;

$V_н$ – скорость судна в момент начала работы винта на ЗХ.

После подстановки (4) и (3) в дифференциальное уравнение (2), несложных преобразований и решения его относительно пути и времени, получим:

$$t = \frac{m}{kV_н^2}\int_V^{V_н}\frac{dV}{\frac{1-\beta}{V_н^2}+\beta+\beta_я} \quad (5)$$

$$S = \frac{m}{kV_н^2}\int_V^{V_н}\frac{VdV}{\frac{1-\beta}{V_н^2}\cdot V^2+\beta+\beta_я} \quad (6)$$

Проинтегрировав (5) и (6) с учетом того, что при постановке на якорь торможение производится до полной остановки, получим:

для β=1, когда падение скорости происходит по линейному закону, за счет работы винта и натяжения якорной цепи:

$$t = \frac{m}{kV_н(1+\beta_я)} \quad (7)$$

$$S = \frac{m}{2k(1+\beta_я)} \quad (8)$$

Для β =0, когда торможение происходит только за счет сопротивления воды и натяжения якорной цепи:

$$t = \frac{m}{kV_н\sqrt{\beta_я}}(arctg\ \frac{1}{\sqrt{\beta_я}} - arctgV_н) \quad (9)$$

$$S = \frac{m}{2k}\ln(V_н^2+\beta_я V_н^2) \quad (10)$$

Для β <1

$$t = \frac{m}{kV_н(\beta+\beta_я)\sqrt{\frac{1-\beta}{\beta+\beta_я}}}arctg\sqrt{\frac{1-\beta}{\beta+\beta_я}} \quad (11)$$

Для β> 1

$$t = \frac{m}{2kV_н(\beta+\beta_я)\sqrt{\frac{\beta-1}{\beta+\beta_я}}}\cdot\ln\frac{1+\sqrt{\frac{\beta-1}{\beta+\beta_я}}}{1-\sqrt{\frac{\beta-1}{\beta+\beta_я}}} \quad (12)$$

Для тормозного пути при β≠1:

$$S = \frac{m}{2k(1-\beta)} \cdot \ln\left(\frac{1-\beta}{\beta+\beta_я}+1\right) \qquad (13)$$

Поскольку при отдаче якоря движение судна практически остановлено, и торможение является пассивным, то пройденное расстояние в этот момент можно рассчитать по формуле (10).

По закону сохранения энергии работа силы натяжения каната $A_р$ складывается из работы по упругому растяжению якорного каната $A_{ур}$ и его спрямлению (уменьшению стрелки провеса) $A_{спр}$ т.е. $A_р = A_{ур} + A_{спр}$.

Однако это натяжение будет приложено к якорной цепи только тогда, когда величина горизонтальной проекции провисающей якорной цепи будет меньше величины тормозного пути, определенного по формуле (10).

**Выводы и предложения**

Разработанная методика планирования траектории движения инверсным способом графически в масштабе и аналитически, путем решения кинематических дифференциальных уравнений в отрицательном времени, впервые в практике судовождения, решает задачу аналитического создания заданного алгоритма функционирования системы управления движением. Таким образом, работа системы управления процессом маневрирования, основанная на знании высококвалифицированных экспертов, практически на содержательных словесных моделях, превращается в систему управления, основанную на формализованных моделях. Полученные формализованные модели позволяют автоматизировать процесс прогнозирования и планирования маневрирования судна при выполнении морских операций.

Предложенный метод используется для планирования траектории движения при швартовке валетом к судну стоящему на якоре и совершающему рыскание вокруг точки постановки на якорь.

Инверсный метод может быть использован при планировании посадки самолета на аэродром, на палубу качающегося авианосца. Однако в последнем случае кроме динамических характеристик объекта управления необходимо знать вероятностные характеристики качки палубы корабля.

Для аналитического использования метода необходимы дальнейшие исследования по оценке быстродействия кибернетических систем для применения в режиме реального времени.

**Библиографический список**


[1] Мальцев А.С. Безопасность мореплавания на промысловых судах. – Одесса.: Маяк, 1988. -72 с.

[2] Управление судном: Учебник для вузов/ С.И.Демин, Е.И.Жуков, Н.А.Кубачев и др. Под редакц. В.И.Снопкова. – М.: Транспорт, 1991. – 359 с.

[3] Кондрашихин В.Т. Бердинских Б.В., Мальцев А.С. Козырь Л.А. Справочник судоводителя по навигационной безопасности мореплавания Одесса: Маяк, 1990—168 с.

УДК 629.7

# АЛГОРИТМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

М.Н. Рюмин

Научно-производственное предприятие «Хартрон-Аркос»,
г. Харьков, Украина

# STABILIZATION ALGORITHMS OF SPACECRAFT USING POWERED GYRO COMPLEX

M.N. Rumin

Research and production enterprise «Khartron-Arkos»,
Kharkov, Ukraine
rumin2008@yandex.ru

Управление движением космического аппарата (КА) вокруг центра масс с помощью системы гиродинов является наиболее сложной задачей стабилизации твердого тела, как в теории, так и на практике в виду существенной нелинейности уравнений движения и необходимости учитывать ряд ограничений:

– ограничение на область вариации кинетического момента силового гироскопического комплекса (СГК), при приближении к границе которой появляется необходимость разгрузки гироскопов;

– ограничение на максимальную скорость прецессии гиродинов;

– наличие внутри области изменения кинетического момента особых (сингулярных) состояний, в которых потенциально возможна потеря системой трехмерной управляемости.

В настоящей статье представлены алгоритмы стабилизации КА с использованием минимально избыточной компланарной структуры гиродинов с попарно параллельными осями подвеса, с учетом ограничений на область вариации кинетического момента СГК и максимальное значение скорости прецессии гиродинов.

Разработанные алгоритмы включают в себя: алгоритм контроля за состоянием гироструктуры, алгоритм формирования управляющего сигнала, алгоритм реконфигурации гироструктуры.

## Математическая модель углового движения КА с СГК

В данной работе используются следующие системы координат [1]:

- инерциальная система координат (ИСК) $O_0X_0Y_0Z_0$;
- связанная система координат (ССК) OXYZ;
- приборная система координат (ПСК) $O_i^{\breve{\imath}}x_i^{\breve{\imath}}y_i^{\breve{\imath}}z_i^{\breve{\imath}}$ ($i=\overline{1,4}$);
- связанная неортогональная система координат (СНСК) $OX^*Y^*Z^*$.

Уравнение, описывающее динамику движения КА относительно его центра масс:

$$I\dot{\bar{\omega}} + \bar{\omega} \times (I\bar{\omega} + \bar{H}) = -\dot{\bar{H}}, \tag{1}$$

где $\dot{\bar{\omega}}, \bar{\omega}$ – угловое ускорение и угловая скорость КА соответственно; $\dot{\bar{H}}$ – управляющий момент; $\bar{H}$ – кинетический момент СГК; I – тензор инерции.

Кинематическое уравнение вращения твердого тела в параметрах Родрига-Гамильтона [2] выглядит следующим образом:

$$\dot{\Lambda} = 0.5 \cdot \Lambda \circ \bar{\omega}, \tag{2}$$

где $\Lambda=(\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ – кватернион ориентации ССК относительно ИСК.

На рисунке 1 приведена рассматриваемая схема компоновки компланарной структуры гиродинов с попарно параллельными осями подвеса.

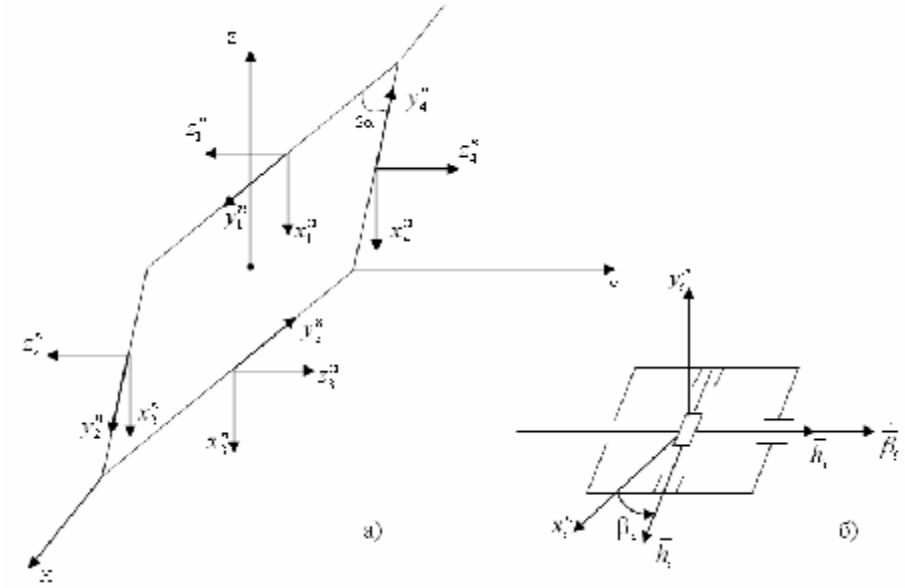



**Рисунок 1**. Схема компоновки СГК КА

На рисунке 1 приняты следующие обозначения:

- $\bar{h}_i$ – вектор кинетического момента i-го гиродина;
- $\alpha$ – угол полураствора непараллельных осей прецессии;
- $\beta_i$ – угол поворота рамки подвеса i-го гиродина.

Векторы кинетических моментов $\bar{h}_i$ в ССК определяются выражениями:

$$\begin{aligned}
\bar{h}_1 &= h_g \cdot (\sin\alpha \cdot \sin\beta_1, \cos\alpha \cdot \sin\beta_1, -\cos\beta_1); \\
\bar{h}_2 &= h_g \cdot (-\sin\alpha \cdot \sin\beta_2, \cos\alpha \cdot \sin\beta_2, -\cos\beta_2); \\
\bar{h}_3 &= h_g \cdot (-\sin\alpha \cdot \sin\beta_3, -\cos\alpha \cdot \sin\beta_3, -\cos\beta_3); \\
\bar{h}_4 &= h_g \cdot (\sin\alpha \cdot \sin\beta_4, -\cos\alpha \cdot \sin\beta_4, -\cos\beta_4),
\end{aligned} \tag{3}$$

где $h_g$ – модуль вектора $\bar{h}_i$ .

Проекции вектора собственного кинетического момента гиросистемы

$$\bar{H} = (H_x, H_y, H_z)^T = \sum_{i=1}^{4} \bar{h}_i \tag{4}$$

на оси ССК в соответствии с (3) и (4) будут определяться соотношениями:

$$H_x = h_g \cdot \sin\alpha \cdot (\sin\beta_1 - \sin\beta_2 - \sin\beta_3 + \sin\beta_4);$$
$$H_y = h_g \cdot \cos\alpha \cdot (\sin\beta_1 + \sin\beta_2 - \sin\beta_3 - \sin\beta_4); \quad (5)$$
$$H_z = h_g \cdot (-\cos\beta_1 - \cos\beta_2 - \cos\beta_3 - \cos\beta_4).$$

Дифференцируя (5), получим выражения для проекций вектора управляющего момента, развиваемого гироструктурой:

$$\dot{H}_x = h_g \cdot \sin\alpha \cdot (\cos\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1 - \cos\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2 - \cos\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3 + \cos\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4);$$
$$\dot{H}_y = h_g \cdot \cos\alpha \cdot (\cos\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1 + \cos\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2 - \cos\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3 - \cos\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4);$$
$$\dot{H}_z = h_g \cdot (\sin\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1 + \sin\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2 + \sin\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3 + \sin\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4).$$

Проекции приведенного вектора кинетического момента СГК на оси СНСК имеют вид:

$$H_1^* = (H_y \cdot \sin\alpha + H_x \cdot \cos\alpha)/(h_g \cdot \sin 2\alpha) = \sin\beta_1 - \sin\beta_3;$$
$$H_2^* = (H_y \cdot \sin\alpha - H_x \cdot \cos\alpha)/(h_g \cdot \sin 2\alpha) = \sin\beta_2 - \sin\beta_4; \quad (6)$$
$$H_3^* = H_z / h_g = -\cos\beta_1 - \cos\beta_2 - \cos\beta_3 - \cos\beta_4.$$

Тогда проекции приведенного вектора управляющего момента получим, дифференцируя (6):

$$\dot{H}_1^* = (\dot{H}_y \cdot \sin\alpha + \dot{H}_x \cdot \cos\alpha)/(h_g \cdot \sin 2\alpha) = \cos\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1 - \cos\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3;$$
$$\dot{H}_2^* = (\dot{H}_y \cdot \sin\alpha - \dot{H}_x \cdot \cos\alpha)/(h_g \cdot \sin 2\alpha) = \cos\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2 - \cos\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4; \quad (7)$$
$$\dot{H}_3^* = \dot{H}_z / h_g = \sin\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1 + \sin\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2 + \sin\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3 + \sin\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4.$$

Представим (7) в векторно-матричной форме:

$$\dot{\overline{H}}^* = J \cdot \dot{\overline{\beta}}, \quad (8)$$

где J – моментная матрица гироструктуры, которая в соответствии с (7) имеет вид:

$$J = \begin{bmatrix} \cos\beta_1 & 0 & -\cos\beta_3 & 0 \\ 0 & \cos\beta_2 & 0 & -\cos\beta_4 \\ \sin\beta_1 & \sin\beta_2 & \sin\beta_3 & \sin\beta_4 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

В процессе управления КА возможно возникновение ситуаций, когда СГК, приблизившись к своему особому состоянию, потеряет способность к реализации требуемого управляющего момента. В качестве меры близости гироструктуры к такому состоянию выступает величина определителя Грама [3].

Выражение для определителя Грама матрицы (9) выглядит следующим образом:

$$\tilde{A} = \det(J \cdot J^T) = (\cos^2\beta_1 + \cos^2\beta_3) \cdot \sin^2(\beta_2 + \beta_4) + \\ + (\cos^2\beta_2 + \cos^2\beta_4) \cdot \sin^2(\beta_1 + \beta_3). \quad (10)$$

**Алгоритм контроля за состоянием гироструктуры**

Данный алгоритм предназначен для контроля за текущим состоянием СГК и формирования, при необходимости, заявки на автоматическое подключение контура разгрузки гироструктуры [3]. Для этого используется

безразмерный коэффициент загрузки $k_з$, характеризующий степень приближения вектора $\overline{H}$ к границе области его вариаций.

Входной информацией системы стабилизации и ориентации КА являются углы поворота рамки подвеса i-го гиродина $\beta_i$, снимаемые с датчиков.

На каждом такте управления $n_0$ в соответствии с выражениями (5) определяются проекции нормированного вектора кинетического момента гиросистемы на оси ССК:

$$\tilde{H}_{x(y,z)} = H_{x(y,z)} / h_g . \tag{11}$$

Далее определяется текущее значение коэффициента загрузки силового гироскопического комплекса $k_з$:

$$k_ç = \begin{cases} \dfrac{\left|\tilde{H}_x\right| \cdot \cos\alpha + \left|\tilde{H}_y\right| \cdot \sin\alpha}{2 \cdot h_g \cdot \sin 2\alpha}, & \text{åñëè } \tilde{H}_z^2 \cdot \sin 2\alpha \le 2 \cdot \left|\tilde{H}_x \tilde{H}_y\right|; \\ \dfrac{\sqrt{(\tilde{H}_z^2 \cdot \sin^2\alpha + \tilde{H}_x^2) \cdot (\tilde{H}_z^2 \cdot \cos^2\alpha + \tilde{H}_y^2)}}{2 \cdot h_g \cdot \left|\tilde{H}_z\right| \cdot \sin 2\alpha}, & \text{èíà÷å}. \end{cases} \tag{12}$$

При выполнении условия $k_з \ge k_з^Д$ (здесь $k_з^Д$ – константа, определяющая допустимую величину коэффициента загрузки) алгоритмом формируется заявка на подключение контура разгрузки гиросистемы.

**Алгоритм формирования управляющих сигналов**

Настоящий алгоритм предназначен для формирования вектора угловых скоростей прецессии $\dot{\vec{\beta}}$.

На каждом такте управления $n_0$ управляющий сигнал формируется в виде:

$$\dot{\overline{\beta}} = \dot{\overline{\beta}}^{\,\acute{o}} + \dot{\overline{\beta}}^{\,0}, \tag{13}$$

где $\dot{\overline{\beta}}^{\,y}$ – вектор управления, обеспечивающий реализацию требуемого момента; $\dot{\overline{\beta}}^{\,0}$ – вектор нулевых движений, реализующий "желаемую" конфигурацию СГК, является входным сигналом для данного алгоритма.

Вектор управления формируется следующим образом:

$$\dot{\overline{\beta}}^{\,\acute{o}} = J^{+}\overline{\varepsilon}^{*},$$

где $J^{+} = J^{T}(JJ^{T})^{-1}$ – псевдообратная матрица по Муру-Пенроузу, $\dot{\overline{\beta}}$ – управляющий сигнал.

Вектор $\dot{\overline{\beta}}$ получим с учетом (6):

$$\begin{aligned} \varepsilon_1^* &= (\varepsilon_\psi \cdot \sin\alpha + \varepsilon_\varphi \cdot \cos\alpha)/(h_g \cdot \sin 2\alpha); \\ \varepsilon_2^* &= (\varepsilon_\psi \cdot \sin\alpha - \varepsilon_\varphi \cdot \cos\alpha)/(h_g \cdot \sin 2\alpha); \\ \varepsilon_3^* &= \varepsilon_\vartheta / h_g . \end{aligned} \tag{14}$$

Здесь компоненты вектора управления $\overline{\varepsilon} = (\varepsilon_\varphi, \varepsilon_\psi, \varepsilon_\vartheta)$ представляют собой традиционно применяемый пропорционально-дифференциальный закон регулирования, реализованный в каждом канале стабилизации КА.

**Алгоритм реконфигурации**

С целью осуществления контроля за степенью приближения гиросистемы к множеству ее особых состояний в каждом такте управления в соответствии с (10) рассчитывается текущее значение определителя Грама. При выполнении условия $\Gamma \le \Gamma_{min}$ (здесь $\Gamma_{min}$ – константа, определяющая минимально допустимую величину определителя Грама) формируется заявка на подключение контура реконфигурации гироструктуры.

Настоящий алгоритм предназначен для определения оптимальной конфигурации гиросистемы (взаимного расположения векторов $\overline{h}_i$) при произвольном известном векторе накопленного кинетического момента гироструктуры, а также для определения проекций вектора "нулевых" движений $\dot{\beta}_i^0$ $(i=\overline{1,4})$, обеспечивающих реализацию этого оптимального состояния [3,4].

Определим проекции приведенного вектора накопленного кинетического момента гиросистемы в СНСК на момент начала работы алгоритма, используя соотношения (6):

$$\begin{aligned} &\sin\beta_1 - \sin\beta_3 = A;\\ &\sin\beta_2 - \sin\beta_4 = B;\\ &-\cos\beta_1 - \cos\beta_2 - \cos\beta_3 - \cos\beta_4 = C. \end{aligned} \tag{15}$$

Введем "расщепляющий" параметр, который определим в виде:

$$x = -\cos\beta_1 - \cos\beta_3. \tag{16}$$

Областью определения "расщепляющего" параметра x является отрезок $[x_л, x_п]$:

$$\begin{aligned} x_{\ddot{e}} &= \max\{C - \sqrt{4 - B^2},\ -\sqrt{4 - A^2}\};\\ x_{\ddot{i}} &= \min\{C + \sqrt{4 - B^2},\ \sqrt{4 - A^2}\}. \end{aligned} \tag{17}$$

Определитель Грама (10) с учетом (16) и при выполнении соотношений (15), отражающих неизменность проекций суммарного вектора кинетического момента гиросистемы в ССК, можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} \tilde{A}(x) = \frac{1}{8}\cdot\{&\frac{(A^2 + x^2)\cdot(4 - A^2 - x^2)\cdot[(C-x)^4 - B^4 + 4\cdot B^2]}{B^2 + (C-x)^2} +\\ &+ \frac{[B^2 + (C-x)^2]\cdot[4 - B^2 - (C-x)^2]\cdot(x^4 - A^4 + 4\cdot A^2)}{A^2 + x^2}\}. \end{aligned} \tag{18}$$

Далее реализуется итерационная процедура, решающая задачу поиска глобального максимума функции (18) при изменении "расщепляющего" параметра от левого крайнего значения до правого, определяемыми в соответствии с (17).

Тогда получим максимальное значение определителя (18)

$$\Gamma_{\max} = \max_{x\in[x_л, x_п]}\{\Gamma(x)\}$$

и соответствующее ему значение "расщепляющего" параметра $x_{max}$.

Получим формулы, позволяющие определить интересующие нас проекции вектора $\dot{\bar{\beta}}^0$. Для этого продифференцируем выражения (15) и (16), учитывая, что проекции приведенного вектора кинетического момента гиросистемы (A, B, C) в процессе ее реконфигурации должны быть постоянны.

Тогда получим следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} &\cos\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1^0 - \cos\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3^0 = 0; \\ &\sin\beta_1 \cdot \dot{\beta}_1^0 + \sin\beta_3 \cdot \dot{\beta}_3^0 = \dot{x}; \\ &\cos\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2^0 - \cos\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4^0 = 0; \\ &\sin\beta_2 \cdot \dot{\beta}_2^0 + \sin\beta_4 \cdot \dot{\beta}_4^0 = -\dot{x}. \end{aligned} \tag{20}$$

Разрешим эту систему относительно $\dot{\beta}_i^0$ $(i = \overline{1,4})$, тогда получим:

$$\dot{\beta}_i^0 = \mu_i \cdot \dot{x}; \tag{21}$$

$$\begin{aligned} &\mu_1 = \frac{\cos\beta_3}{\sin(\beta_1 + \beta_3)}; \quad \mu_3 = \frac{\cos\beta_1}{\sin(\beta_1 + \beta_3)}; \\ &\mu_2 = \frac{-\cos\beta_4}{\sin(\beta_2 + \beta_4)}; \quad \mu_4 = \frac{-\cos\beta_2}{\sin(\beta_2 + \beta_4)}. \end{aligned} \tag{22}$$

Выбирая соответствующим образом значение независимого параметра $\dot{x}$, можно задать необходимое направление движения рамок гиродинов и ограничить требуемой величиной $\dot{\beta}_{max}^0$ угловые скорости $\dot{\beta}_i^0$ $(i = \overline{1,4})$:

$$\dot{x} = \frac{\dot{\beta}_{max}^0 \cdot sign\{x_{max} - x_i\}}{\mu_{max}},$$

где

$$\mu_{max} = \max_{i=1,4}\{|\mu_i|\},$$

$x_н$ – величина "расщепляющего" параметра x, отвечающая начальному состоянию гиросистемы и рассчитанная по формуле (16) на первом такте работе алгоритма.

Необходимо отметить, что особым случаем решения (20) является обращение в ноль знаменателя первой и (или) второй пары выражений в (21). Это происходит тогда, когда в процессе реконфигурации гиросистемы вектора $\bar{h}_1$ и $\bar{h}_3$ (или $\bar{h}_2$ и $\bar{h}_4$) занимают параллельное относительно друг друга положение. В этом случае такое положение пары гиродинов необходимо "проскочить", путем принудительного разведения соответствующей пары гиродинов на некоторый малый угол, величина которого может быть определена с точки зрения допустимости вносимого при этом возмущения в контур управления.

**Библиографический список**


[1] Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Полушкин Ю.Ф., Шефтель Л.В. Механика полета. М: "Машиностроение", 1969. – 419 с.

[2] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М: Наука 1973. – 320 с.

[3] Айзенберг Я.Е. Концепция построения системы управления АКА серии "Спектр". // Космическая наука и технология, 1995. – №1 – с. 35-46.
[4] Карпачев Ю.А. Равномодульное программно-частотное управление минимально избыточной структурой двухстепенных силовых гироскопов. // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1986. – №2 – с. 64-67.

# ДОСЛІДЖЕННЯ МАГНІТНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МІКРОСУПУТНИКОМ

О.М. Мелащенко, Л.М. Рижков

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
м. Київ, Україна

# STUDY OF MAGNETIC CONTROL SYSTEM OF SPACECRAFT

A. Melaschenko, L. Ryzhkov

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine
faks@ntu-kpi.kiev.ua

Електромагнітна стабілізація, внаслідок своєї дешевизни, високої точності, малої ваги і низької споживаної потужності є особливо притягальною для малих дешевих космічних апаратів, якими і є мікросупутники (МС). Взаємодія між магнітним полем Землі і штучним магнітним полем, згенерованим котушками МС, створює момент керування. Магнітне керування орієнтацією носить періодичний характер, зумовлений циклічною варіацією геомагнітного поля на орбіті.

Проблема керування орієнтацією жорсткого супутника, тобто супутника, який моделюється рівняннями Ейлера і відповідною параметризацією орієнтації, була широко досліджена останніми роками. Якщо супутник обладнаний трьома незалежними приводами, то доступний закінчений розв’язок задач наведення й стеження. В [1, 2] ці задачі були розв’язанні за допомогою ПД-подібних законів керування, тобто законів керування, які використають кутову швидкість й параметри орієнтації, тоді як в [3, 4], ґрунтуючись на загальних результатах, розроблених в [5, 6] ті ж самі задачі були розв’язанні, використовуючи закони керування із динамічним зворотним зв’язком.

Вищенаведені результати, однак, не переносяться безпосередньо на випадок, коли супутник обладнаний магнітними котушками як приводами. Дійсно, магнітні приводи працюють на основі взаємодії між набором трьох ортогональних, живлених струмом, котушок з магнітним полем Землі, і це породжує певні особливості, які роблять задачу магнітного керування супутником значно відмінною від традиційного керування орієнтацією ним. Насамперед, не можливо за допомогою магнітних приводів забезпечити три незалежних моменти керування в кожний момент часу. Крім того, як вище зазначалося, поведінка цих приводів за своєю природою нестаціонарна, оскільки механізм керування залежить від варіацій магнітного поля Землі по орбіті супутника. Але все ж таки стабілізація орієнтації можлива, оскільки в середньому система має властивості сильної керованості для широкого діапазону нахилень орбіти.

В останні роки значний обсяг роботи було присвячено проблемам аналізу й синтезу законів магнітного керування в лінійному випадку, тобто законів керування для режиму номінального функціонування супутника біля його стану рівноваги. Зокрема, були вивчені номінальна і робастна стійкість і точність, використовуючи підходи теорії керування періодичними системами, зважаючи на (квазі-) періодичну поведінку МС біля стану рівноваги [8, 9].

Визначальним фактором забезпечення точності системі керування орієнтацією (СКО) МС є отримання точної оцінки його фазового вектора. Здебільшого цю оцінку отримують на основі узагальненого фільтра Калмана (УФК). Нажаль в доступній літературі досить мало приділено уваги питанню дослідження точності замкненої магнітної СКО МС. В представленій доповіді ми намагаємося заповнити цю прогалину.

На рис.1. показано супутник в орбітальній системі координат (ОСК) $O_1X_0Y_0Z_0$, центр $O_1$ якої співпадає з центром мас супутника. Згідно цього рисунка вісь $O_1X_0$ розташована в площині орбіти і направлена по вектору лінійної швидкості супутника, вісь $O_1Z_0$ направлена по радіус-вектору супутника в центр Землі і вісь $O_1Y_0$ направлена так, щоб утворити праву систему координат. По осі $O_1Y_0$ направлений вектор кутової швидкості обертання супутника по орбіті $\boldsymbol{\omega}_{OI}^{O} = \left(0, -\omega_0, 0\right)^{\mathrm{T}}$.

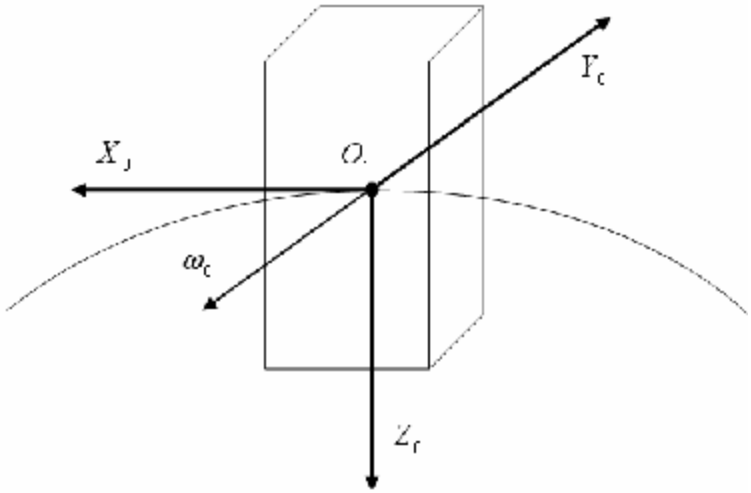



**Рисунок 1.** Супутник в орбітальній системі координат

Для отримання рівнянь руху супутника зробимо припущення про те, що осі $XYZ$ ЗСК співпадають з головними центральними осями інерції супутника. Будемо описувати орієнтацію ЗСК відносно ОСК кватерніоном $\boldsymbol{q} = \left(q_0, q_1, q_2, q_3\right)^{\mathrm{T}}$. Тоді, повні рівняння руху супутника в ОСК матимуть вигляд:

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} + \boldsymbol{\omega}_{BI}^{B} \times \left(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_{BI}^{B}\right) = \boldsymbol{\tau}^{B}, \\ &\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2}\boldsymbol{q} \circ \left(0, \boldsymbol{\omega}_{BO}^{B}\right)^{\mathrm{T}}, \end{aligned} \qquad (1)$$

де $\boldsymbol{J} = \mathrm{diag}(I_x, I_y, I_z)$ – момент інерції супутника; $\boldsymbol{\omega}_{BI}^B$ – абсолютна кутова швидкість супутника, виражена в ЗСК; $\boldsymbol{\omega}_{BO}^B = \boldsymbol{\omega}_{BI}^B - R_O^B \boldsymbol{\omega}_{OI}^O$, – кутова швидкість супутника відносно ОСК, виражена в ЗСК; $\boldsymbol{\tau}^B = \boldsymbol{\tau}_g^B + \boldsymbol{\tau}_m^B + \boldsymbol{\tau}_r^B + \boldsymbol{\tau}_d^B$ – сумарний момент, діючий на супутник; $\circ$ – знак кватерніонного множення.

Момент керування $\boldsymbol{\tau}_m^B$, який прикладається до КА виникає внаслідок взаємодії магнітного поля котушок з магнітним полем Землі (МПЗ) і визначається наступним виразом:

$$\boldsymbol{\tau}_m^B = \boldsymbol{m}^B \times \boldsymbol{B}^B, \qquad (2)$$

де $\boldsymbol{m}^B$ – сумарний момент, згенерований котушками, $\boldsymbol{B}^B$ – момент магнітної індукції МПЗ.

При синтезі оптимальних лінійних законів керування потрібно мати лінійну модель КА, тому за припущення про малі кутові швидкості та переміщення, ввівши вектор стану $\boldsymbol{x} = \left(\varepsilon_1, \dot{\varepsilon}_1, \varepsilon_2, \dot{\varepsilon}_2, \varepsilon_3, \dot{\varepsilon}_3\right)^{\mathrm{T}}$ і вектор моменту $\boldsymbol{u} = \left(m_x, m_y, m_z\right)^{\mathrm{T}}$, запишемо наступну лінеаризовану модель КА:

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = A\boldsymbol{x}(t) + B(t)\boldsymbol{u}(t), \qquad (4)$$

де матриці $A$ та $B$ – матриці простору станів. Цільова функція при лінійно квадратичному (ЛК) керуванні має вигляд:

$$J(u) = \frac{1}{2}\int_0^T \left[\bar{\boldsymbol{x}}^{\mathrm{T}} Q \bar{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{u}^{\mathrm{T}} R \boldsymbol{u}\right] dt, \qquad (5)$$

де $\bar{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{x}(t) - \boldsymbol{x}_d(t)$, а $\boldsymbol{x}_d(t)$ – опорна траєкторія. Закон керування, який мінімізує критерій (5) має наступний вигляд:

$$\boldsymbol{u}(t) = -R^{-1}B(t)P(t)\boldsymbol{x}(t), \qquad (6)$$

де матриця $P(t)$ є розв'язком матричного диференціального рівняння Ріккатті.

Оцінку фазового вектора МС можна здійснити УФК тільки за сигналами магнітометрів. В цьому випадку рівняння вимірювань фільтра матимуть вигляд:

$$d\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k+1} = d\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k} + K_{k+1}\left(\boldsymbol{b}_{meas,k+1} - D \cdot \boldsymbol{b}_{orb,k+1} - H_{k+1/k} d\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k}\right), \qquad (7)$$

де $d\hat{\boldsymbol{z}}$ - фазовий вектор УФК, $K_{k+1}$ - коефіцієнт Калмана, $\boldsymbol{b}_{meas,k+1}$ - сигнал магнітометра, $\boldsymbol{b}_{orb,k+1}$ - модельне значення вектора індукції МПЗ, $D$ - матриця напрямних косинусів між ОСК та ЗСК, $H_{k+1/k}$ - якобіан рівняння вимірювань.

Для підвищення точності СКО МС можна використовувати датчик Землі (ДЗ), в цьому випадку рівняння вимірювань фільтра набирають вигляду:

$$d\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k+1} = d\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k} + K_{k+1}\left(\begin{bmatrix} \boldsymbol{b}_{meas,k+1} - D \cdot \boldsymbol{b}_{orb,k+1} \\ e_{meas,k+1} - D \cdot \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \end{bmatrix} - H_{k+1/k} d\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k}\right), \qquad (8)$$

де $e_{meas,k+1}$ - сигнал ДЗ.

Моделювання СКО МС виконувалось за наявності на його борту гравітаційної штанги, параметри якої було вибрано так, що елементи тензора інерції МС мають такі значення: $J = \mathrm{diag}\left(68.16, 68.47, 0.7593\right)\ кг \cdot м^2$. У всіх наведених далі результатах моделювання зроблено припущення про дію на МС збурюючого моменту вигляду $\boldsymbol{\tau}_d^B = [3 \cdot 10^{-6} \sin(\omega_0 t), -5 \cdot 10^{-6} \sin(\omega_0 t), 9.8 \cdot 10^{-8} \sin(\omega_0 t)]$.

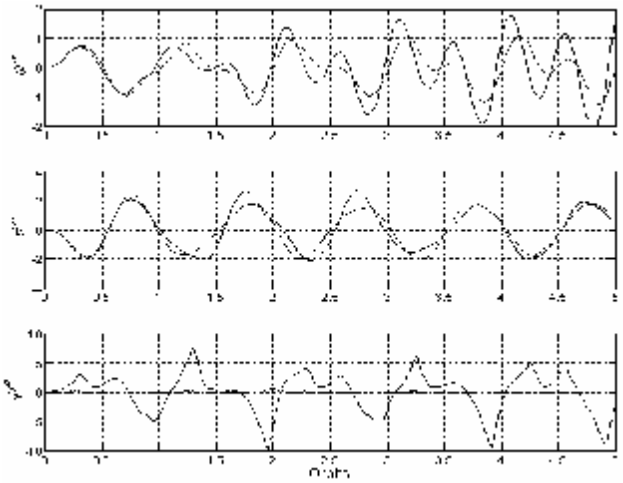


**Рисунок 2.** Процеси в СКО МС при дії на нього збурення і оцінюванні орієнтації тільки за сигналами магнітометрів

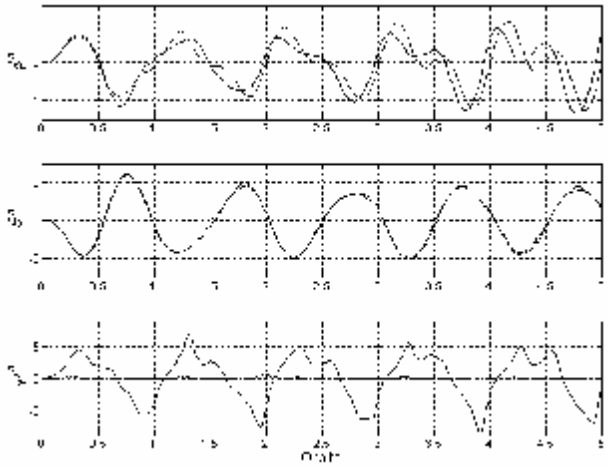


**Рисунок 3**. Процеси в СКО МС при дії на нього збурення і оцінюванні орієнтації за сигналами магнітометрів і ДЗ

На рис.2 показано процеси в СКО МС, побудованій на основі використання закону керування (3) і рівнянь вимірювань УФК (7). На рис.3 показано процеси в СКО МС, побудованій на основі використання закону керування (3) і рівнянь вимірювань УФК (8).

На рис.2 і 3 суцільна крива виповідає процесам в замкненій СКО з фільтром Калмана.

Як видно з рис.2 СКО МС, схема оцінювання фазового вектора в якій побудована тільки на сигналах магнітометрів, дозволяє отримати точність стабілізації по каналам крену і тангажу порядку $2^{\circ}$, тоді як в каналі никання точність складає близько $10^{\circ}$. В той же час, використання для оцінювання фазового вектора МС ДЗ дозволяє в каналах крену і тангажу досягти якості СКО, відповідної якості цієї системи без УФК. Більш того, використання ДЗ дозволило підвищити точність СКО МС в каналі никання до рівня близько $7^{\circ}$.

## Висновки

Використання результатів оптимального керування та субоптимального оцінювання дозволяє створювати ефективні системи магнітного керування мікросупутниками за прийнятної їх точності. Отриманий в праці результат показує, що по каналам крену/тангажу можна досягти точності магнітної системи стабілізації МС порядку $2^{\circ}$, і по каналу никання точності порядку $7^{\circ}$.

## Бібліографічний список


[1] Wen, J. T.–Y., & Kreutz–Delgado, K. (1991). The attitude control problem. IEEE Transactions on Automatic Control, 36(10), 1148–1162.

[2] Fjellstad, O. E., & Fossen, T. I. (1994). Comments on the attitude control problem. IEEE Transactions on Automatic Control, 39(3), 699–700.

[3] Akella, M. R. (2001). Rigid body attitude tracking without angular velocity feedback. Systems and Control Letters, 42, 321–326.

[4] Caccavale, F., & Villani, L. (1999). Output feedback control for attitude tracking. Systems and Control Letters, 39, 91–98.

[5] Battilotti, S. (1996). Global output regulation and disturbance attenuation with global stability via measurement feedback for a class of nonlinear systems. IEEE Transactions on Automatic Control, 41(3), 315–327.

[6] Lizarralde, F., & Wen, J. T. (1996). Attitude control without angular velocity measurement: A passivity approach. IEEE Transactions on Automatic Control, 41(3), 468–472.

[7] Byrnes, C. I., & Isidori, A. (1991). On the attitude stabilization of rigid spacecraft. Automatica, 27(1), 87–95.

[8] Pittelkau, M. (1993). Optimal periodic control for spacecraft pointing and attitude determination. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 16(6), 1078–1084.

[9] Wisniewski, R., & Markley, L. M. (1999). Optimal magnetic attitude control. In 14th IFAC World Congress, Beijing, China.

УДК 629.764

# ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ БОЕВЫХ РАКЕТ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ИХ В КАЧЕСТВЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Р.А. Васьков, А.В. Новиков

Государственное конструкторское бюро «Южное»,
г. Днепропетровск, Украина

# OPTIMIZATION OF CONTROL PROGRAMS OF MILITARY MISSILES WHEN USED AS SPACE LAUNCH VEHICLES

R. Vas'kov, O. Novikov

«Yuzhnoye» State Design Office, Dnipropetrovs'k, Ukraine
info@yuzhnoye.com

В начале 1990-х годов особенно активное развитие получили проекты переоборудования боевых ракет в ракеты-носители космического назначения. Тогда, в соответствии с договорами по сокращению наступательного вооружения, с боевого дежурства пришлось снимать сразу большое количество стратегических ракет. Их можно было либо утилизировать традиционным способом, являющимся дорогим и экологически небезопасным, либо ликвидировать, запустив в космос с полезной нагрузкой, что представляется более практичным и экономически выгодным.

На сегодняшний день существуют шесть крупных конверсионных проектов: морского базирования – «Штиль» (на основе РСМ-54), «Волна» (на основе РСМ-50); наземного базирования – «Старт-1» (на основе РС-12М «Тополь»), «Рокот», «Стрела» (обе на основе РС-18) и «Днепр» (на основе самой мощной межконтинентальной баллистической ракеты РС-20). Ракеты-носители, используемые в рамках этих программ, относятся к классу легких, способных выводить космические аппараты на низкие орбиты высотой до 2000 километров.

Необходимо отметить, что в этом классе ракета-носитель «Днепр» обладает рядом уникальных характеристик:

– высокие энергетические возможности;

– уровень полетной надежности ракеты-носителя составляет 0,97, что подтверждено 164 пусками базовой ракеты и носителя;

– жизненный цикл программы «Днепр» по переоборудованию ракет РС-20 в ракеты-носители «Днепр» имеет срок до конца 2012 года (на основании «Договора между Российской Федерацией и Соединенными Штатами Америки о сокращении стратегических наступательных потенциалов от 24 мая 2002 года.);

– имеется в наличии значительное количество базовых ракет РС-20, готовых к переоборудованию в ракеты-носители, что определяет

относительную дешевизну стоимости пусков.

Последнее имеет важное значение в свете тенденций мирового рынка космических услуг по выведению космических аппаратов, связанных с разработкой всё большего количества низкобюджетных программ – научных спутников, спутников дистанционного зондирования Земли и прочих.

Однако, имеет место ряд трудностей при использовании для космических целей ракеты, создававшейся для военного назначения, требующих пересмотра схемы полёта и некоторых конструктивных доработок.

Необходимо отметить, что изменения в программе полёта требуют малых доработок ракеты-носителя в части алгоритмов системы управления и приборов системы управления, относительно объёма и стоимости конструктивных доработок узлов ракеты или изменения режимов работы двигательных установок, поэтому целесообразно уделить главное внимание именно этому.

Можно выделить три группы факторов, определяющих программу полёта:

1. Основные цели и задачи, поставленные перед полётом ракеты.

Ракета-носитель должна обеспечивать выведение на орбиту максимально возможного веса полезного груза, в отличие от боевых ракет, выполняющих программы максимальной дальности или минимального рассеивания.

2. Основные проектно-баллистические параметры, особенности конструкции ракеты и её системы управления.

На ракете РС-20 реализован переход на тянущую схему на участке полёта третьей ступени, что при космическом использовании ракеты требует использования экрана для защиты космических аппаратов от газодинамического воздействия факела двигательной установки (рисунок 1) либо изменения схемы отделения головного обтекателя путём сдвига его сброса на момент, непосредственно предшествующий отделению космических аппаратов при выполнении ограничений по безударности отделения.

Кроме того, на рассматриваемой ракете возможно лишь однократное включение двигательной установки разгонной ступени, в отличие от ракет, проектируемых для космического назначения, в схеме полёта которых предусмотрена возможность выведения космических аппаратов на целевую орбиту через опорные несколькими последовательными включениями двигателя последней ступени.

3. Ограничения, которым должна удовлетворять выбранная траектория.

Рассмотрим штатную программу полёта, существовавшие ранее ограничения, и оценим влияние новых, появляющихся в связи с изменением назначения ракеты.

Необходимо отметить, что, в отличие от штатной программы управления, принятой единой для всех стоящих на дежурстве боевых ракет, при пусках ракет-носителей для выведения космических аппаратов на орбиту необходимо заново выбирать программу в соответствии с конкретными весовыми характеристиками и требованиями к параметрам орбиты.

**Рисунок 1**. Отделение газодинамического экрана

Вертикальный старт и участок вертикального полёта характерны для всех существующих сегодня ракет рассматриваемого класса и их параметры обусловлены требованиями, которые выдвигались при проектировании ракетного комплекса: старт из шахтно-пусковой установки, в которой ракета находится на дежурстве, безударный выход, сброс кольцевых опор и поддона, время запуска двигательной установки и другие.

Разворот на участке дозвуковых скоростей ограничен допустимыми угловой скоростью и углом атаки, а также необходимостью обеспечения близкого к нулю угла атаки на момент достижения трансзвуковых скоростей.

На участке сверхзвуковых скоростей необходимо выполнение ограничения по скоростному напору, допустимая величина которого уменьшена при переходе к космическому использованию ракеты. Это приводит к необходимости построения более крутой траектории, что негативно сказывается на энергетических характеристиках ракеты вследствие больших затрат на преодоление силы гравитации.

На участке разделения первой и второй ступеней также необходимо обеспечить выполнение ограничений по углу атаки и скоростному напору (рисунок 2).

В отличие от боевых пусков, при которых, в силу отсутствия ограничений по месту падения отделяющейся части первой ступени, двигательная установка может работать до выгорания запасов топлива, набирая максимум энергетики, для космических ракет всё это осложняется характеристиками выделенного района падения для отделяющейся части первой ступени, тем более, что при изменении назначения ракеты необходимо открытие новых направлений полётов, например, для выведения космических аппаратов на солнечно-синхронные орбиты. Районы падения для отделяющихся частей могут находиться на неоптимальном (в частности, слишком близком) расстоянии от точки старта, что влечёт за собой неполную выработку рабочих запасов топлива и, соответственно, уменьшение энергетических возможностей ракеты-носителя; либо могут лежать в стороне от трассы полёта, что потребует

дополнительных боковых маневров на последующем участке полёта для обеспечения наклонения заданной орбиты, что также может негативно повлиять на величину веса выводимого полезного груза.

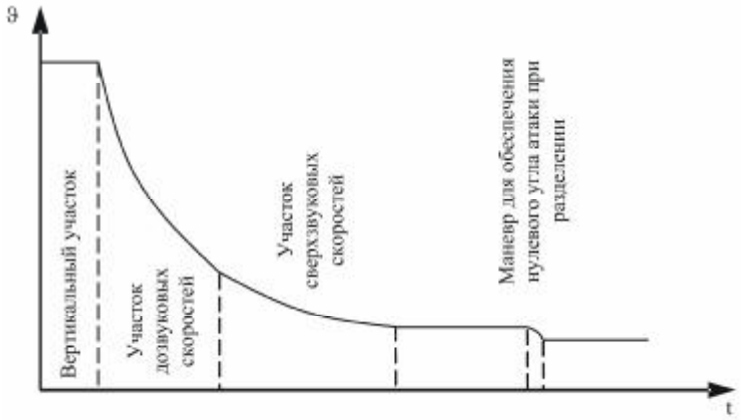



**Рисунок 2**. Общий вид программы тангажа первой ступени

Как известно, программа выведения на орбиту максимального полезного груза характеризуется близкой к линейной зависимостью угла тангажа от времени, что и реализовано на участке полёта второй ступени с введением быстрого разворота для сглаживания разрыва управляющей функции в начале участка. В штатной программе выдерживался постоянный угол тангажа (рисунок 3).

Однако, на выбор траектории полёта второй ступени накладывается ограничение, связанное с выбором безопасного района падения, расположенного в акватории Тихого или Индийского океанов (в зависимости от направления пуска) за пределами двухсотмильных территориальных вод. Таким образом, может быть невозможным выбор траектории второй ступени, обеспечивающей оптимальные начальные условия (угол бросания, высоту и скорость) для полёта третьей ступени в силу необходимости изменения крутизны траектории и уменьшения времени работы двигательной установки второй ступени для попадания в безопасный район.

Участок разведения заменён участком выведения космического аппарата на заданную орбиту с использованием терминального метода наведения.

На участке полёта третьей ступени имеется возможность варьирования временем переключения с основного на дросселированный режим работы двигательной установки, изменяя тем самым длительность участка выведения с целью достижения потребной скорости при достижении заданной высоты.

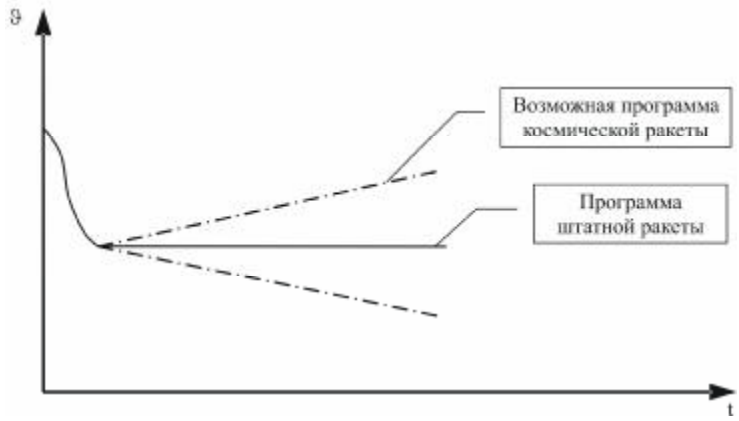



**Рисунок 3**. Отличия в программе тангажа второй ступени

Учитывая описанные ограничения, формирующие область допустимых значений фазового вектора, необходимо найти такие управляющие функции, которые доставляют максимум функционалу веса полезного груза, выводимого на орбиту:

$$G_{\text{КА}} = F(t, \varphi(t), \psi(t), P(t)),$$

где φ(t) – программа тангажа, ψ(t) – программа рыскания, P(t) – программа управления тягой.

Семейство программных функций содержит как минимум четырнадцать параметров: длительность вертикального участка $t_B$, угловые скорости и ускорения на участках дозвуковых и сверхзвуковых скоростей $\varphi'_1$, $\varphi''_1$, $\varphi'_2$, $\varphi''_2$, угол на момент разделения первой и второй ступеней $\varphi^{I}_{K}$, время разделения первой и второй ступеней $t_{I\text{-}II}$, угол в начале полёта второй ступени $\varphi^{II}_{H}$ («глубина» сглаживающего быстрого разворота), угол в конце полёта второй ступени $\varphi^{II}_{K}$, время разделения второй и третьей ступеней $t_{II\text{-}III}$, угол в начале полёта третьей ступени $\varphi^{III}_{H}$ («глубина» сглаживающего быстрого разворота), угол на момент отделения космического аппарата $\varphi_{KA}$, угол рыскания для обеспечения наклонения заданной орбиты, время выполнения бокового маневра $t_\psi$, время переключения с основного режима работы двигательной установки третьей ступени на дросселированный $t_{ДР}$.

Как известно, подобные задачи не решаются аналитически, и требуется использование численных методов поиска оптимальных решений.

В результате были получены следующие результаты решения задачи максимизации полезного груза, выводимого на орбиту, при оптимизации параметров программ управления, использовавшихся в штатной схеме полёта: максимальный вес полезного груза составляет от 200 килограмм при выведении на круговую орбиту высотой 900 километров до 3500 килограмм при выведении на круговую орбиту высотой 300 километров.

Однако для некоторых миссий этого может быть недостаточно, что, очевидно, требует доработки схемы полёта для того, чтобы обойти упомянутые выше ограничения. Разумеется, это усложнит решение оптимизационной задачи вследствие увеличения числа параметров управляющих функций, но это может быть оправданным в случае значительного повышения энергетических возможностей ракеты.

По окончанию участка полёта с ограничениями на максимально допустимые угол атаки и скоростной напор может быть целесообразно перейти к программе, которая минимизирует потери на преодоление сил гравитации. Очевидно, что в этом случае управляющая функция тангажа претерпит разрыв, который предложено сгладить введением дополнительного программного разворота с переменой знака углового ускорения (рисунок 4).

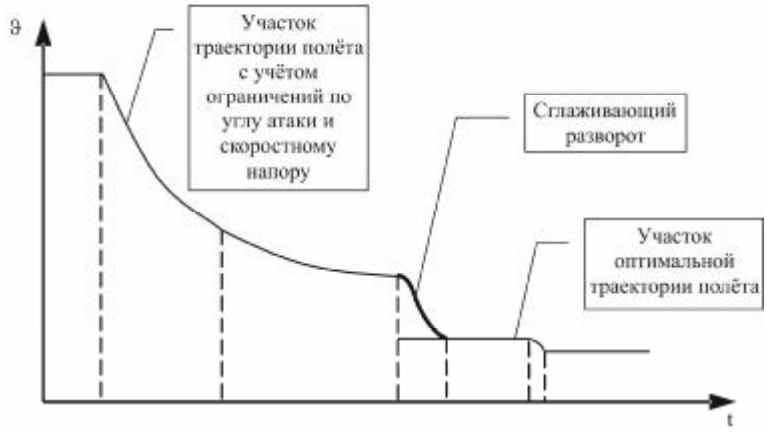



**Рисунок 4**. Дополнительный разворот по тангажу на участке полета первой ступени

Таким образом, введение дополнительного разворота на угол отрицательной величины приводит к понижению высоты полёта, уменьшению угла наклона вектора скорости к горизонту и, как следствие, требуется более продолжительное время работы двигателя для набора функционала, обеспечивающего попадание отделяющейся части первой ступени в заданный район. В результате этого, увеличение максимального веса полезного груза, выводимого на низкие орбиты, составляет до 650 килограмм.

На настоящий момент проведены и отработаны на прошедших пусках доработки системы управления в части введения дополнительного разворота. Подготовлены полётные задания на пуски с использованием дополнительного разворота для удовлетворения требований Заказчиков по параметрам орбиты выведения и весу космического аппарата.

УДК 535.5:621.38

# МОЖЛИВІСТЬ ПОЛЯРИЗАЦІЙНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ СТРАТОСФЕРНОГО АЕРОЗОЛЮ З БОРТУ СТУДЕНТСЬКОГО МІКРОСУПУТНИКА

П.В. Неводовський [1)], О.В. Мороженко [1)], Є.П.Неводовський [1)],
М.Д. Гераїмчук [2)]

[1)] Головна астрономічна обсерваторія НАН України, м. Київ, Україна
[2)] Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

# POLARIMETRICAL RESEARCH OF STRATOSPHERIC AEROSOL FROM STUDENT MICROSATTELITE

P.V.Nevodovskiy 1), O.V. Morojenko 1), E.P. Nevodovskiy 1),
M.D. Geraimchuk 2),

[1]) Main astronomical observatory of Ukraine National academy of science of Ukraine, Kyiv, Ukraine
2) National technical University of Ukraine “KPI”, Kyiv, Ukraine
nevod@mao.kiev.ua

## 1. Вступ

### 1.1. Актуальність

Відкриття "озонової дірки" британськими вченими у травні 1985 року стурбувало як учених, так і широку громадськість, оскільки шар озону, що оточує нашу планету, перебуває в більшій небезпеці, чим вважалося раніше. Зменшення товщини цього шару може призвести до серйозних наслідків для людства. Відносний вміст озону в атмосфері менший 0.0001%, однак саме він повністю поглинає жорстке ультрафіолетове (УФ) сонячне випромінювання на довжинах хвиль $\lambda < 300$ нм яке найактивніше впливає на клітини живих організмів. Зменшення кількості озону на 1% веде до збільшення інтенсивності жорсткого ультрафіолету на поверхні Землі у середньому на 2%. Ця оцінка підтверджується вимірами, проведеними в Антарктиді. Жорсткий ультрафіолет має достатню енергію для руйнування ДНК й інших органічних молекул, що може викликати рак шкіри (особливо злоякісну меланому, катаракту й імунну недостатність). Крім того, жорсткий ультрафіолет здатний викликати й звичайні опіки шкіри й роговиці. Все це підкреслює важливість і актуальність робіт, які пов’язані з дослідженнями причин змін потужності шару стратосферного озону.

## 2. Стан справ на сьогоднішній час

Взагалі галузь науки, яка залежить від спостережень, включає хімію, фізику та метеорологію. В лабораторії неможливо перевірити всі хімічні реакції та динамічні рухи повітря, які відбуваються в реальній атмосфері. Тобто дуже важко порівняти всі спостережні данні зроблені в різних масштабах часу і простору, які можуть змінюватися від декількох хвилин до десятиріч та від декількох кілометрів до тисячі кілометрів. Все це вказує на користь різноманітних підходів в дослідженнях стратосферного озону.

2.1. Дослідження атмосфери можна проводити як в активному так і в пасивному режимах.

2.2. В залежності від того, який компонент атмосфери досліджується вимірювання можуть проводитися:

2.2.1 з орбіти Землі;

2.2.2 з борту літака;

2.2.3 з повітряних куль;

2.2.4 з поверхні Землі

2.3. Пасивні дистанційні супутникові методи дослідження можуть базуватися на аналізі даних про :

2.3.1. відбите ультрафіолетове розсіяння (BUV);

2.3.2. затемнення;

2.3.3. лімбові емісії;

2.3.4. лімбові розсіяння.

Все це накладає відповідні особливості як на самі прилади, так і на платформи. Кожний прилад виконує набір унікальних вимірів, має свої переваги і недоліки, але все це дає внесок в краще розуміння атмосфери Землі.

2.4. Техніка супутникового вимірювання відбитого ультрафіолетового розсіяння. Її можна розглядати на спектрі відбитого ультрафіолетового сонячного розсіяння в діапазоні довжин хвиль 250 - 400 нм Рис. 1 [3].

2.4.1. Для визначення повної кількості озону треба зробити дві пари вимірювань: сонячного випромінювання і відбитого ультрафіолетового розсіяння. Ці спостереження робляться на двох довжинах хвиль, які відповідають потужній ($\lambda$ = 225 нм) і слабкій ($\lambda$ = 325 нм) смузі поглинання (слабка смуга є контроль або прив'язка). Різниця цих вимірювань дає змогу одержати кількісний вміст озону в стратосфері.

2.4.2. Для визначення тропосферного стовпа озону вимірювання проводяться в потужній смузі ($\lambda$ = 312нм) і слабкій ($\lambda$ = 340 нм).

2.4.3. Для визначення вертикального профілю озону використовують BUV метод профілювання. Використовується залежність глибини проникнення УФ- світла від довжини хвилі. Використання певних алгоритмів дає змогу отримувати вертикальні та повні профілі озону.

2.5**.** Супутникові інструменти при використанні методу - відбите ультрафіолетове розсіяння (BUV): SBUV, TOMS, GOME. [4].

**Таблиця 1**. Космічні супутникові прилади та їх основні характеристики

| Шифр приладу | Супутник / рік запуску | Назва приладу | Ділянка спектру, нм | Поле зору,км |
|---|---|---|---|---|
| SBUV,<br>SBUV/2 | Nimbus-7/ 1978,<br>NOAA/1989 | Фотометр<br>(фільтрів-12) | 250-310 | 200 |
| | Nimbus-7 / 1978 | | | 50 |
| TOMS | 1991 | спектрометр | | 60 |
| | 1996 | | | 36 |
| GOME | ERS/ 1995 | спектрометр | 240-793 | 40 |

### 3. Основні задачі супутникових вимірювань озону

3.1. Вимірювання стовпа повного профілю та кількості озону для контролю клімату та прогнозу погоди.

3.2. Картографія озону та набір профілів.

Картографія озону та набір профілів (OMPS) передбачає отримання кожні 24 години вимірів висотного розподілу озону у верхній стратосфері (30-50 км).

Дистанційне дослідження відбитого ультрафіолету розсіяного у стратосфері Землі сонячного випромінювання, яке отримане приладом з орбіти Землі, використовується для визначення потужності поглинання озону в залежності від довжини хвилі, повної кількості озону та вертикального профілю концентрації озону.

### 4. Техніка вимірювання

Така техніка вимірювання**,** яка була застосована ще у 1957 році, стала загальновизнаною. Зворотне розсіяння земного випромінювання збільшується відповідно між 250 и 380 нм майже на п’ять порядків (Рис. 1) [3]. Такий динамічний діапазон ($10^5$) при проектуванні тягне за собою багато технічних труднощів, коли для роботи апаратури треба досягнути придатні співвідношення сигналу-до-шуму, а також виконати умови точності, щоб відхилення були приблизно ~1 % .

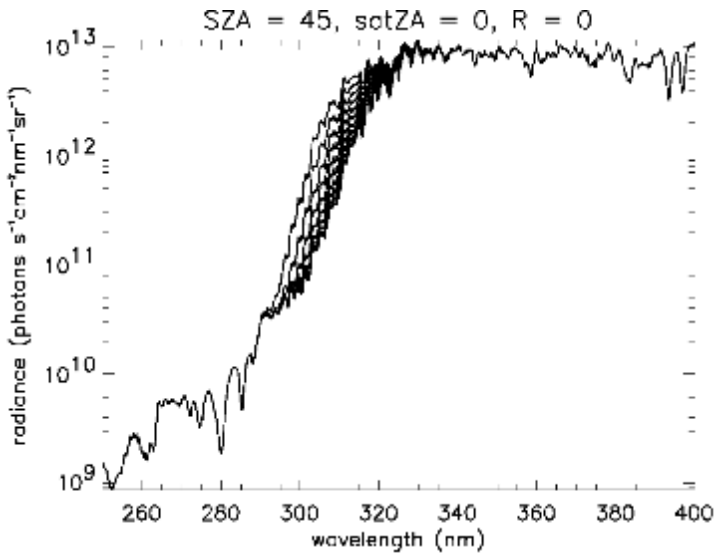



**Рисунок 1.** Спектр відбитого ультрафіолетового сонячного розсіяння в діапазоні довжин хвиль 250 - 400 нм

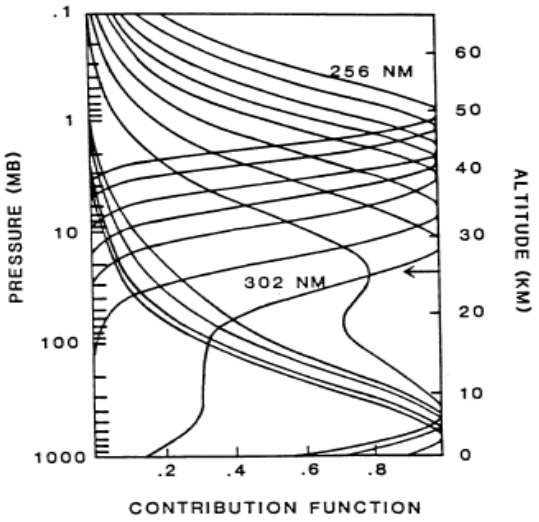



**Рисунок 2.** Профілі які отримали Nimbus 7 SBUV на монохроматорі у діапазоні довжин хвиль 255.7 - 339.9 нм

З 1960 р. на орбіту було виведено багато супутників. 11 інструментів були встановлені на супутнику Nimbus 4, який було запущено 8 квітня 1970 р. Нащадком в ряду апаратів SBUV/2 є BUV, який має подвійний Ebert-Fastie монохроматор з роздільною здатністю - 1.0 нм, який зробив виміри у 12 дискретних довжинах хвиль в спектральному діапазоні 225 - 340 нм, та окремий фотометр з фільтром, ширина якого 5,0 нм на $\lambda$ = 380 нм. Це дозволило визначити кількість озону на промені зору та побудувати вертикальні профілі його концентрації (Рис. 2) [4].

Як нам відомо, ні на одному зі згаданих апаратів поляризаційних експериментів не ставилось.

## 5. Ідея космічного експерименту з поляриметричних досліджень стратосферного аерозолю

Ідея експерименту полягає в тому, що за допомогою бортового ультрафіолетового поляриметра (БУФП) встановленого на МС_„КПІ”, систематично в кожний з його обертів навколо Землі проводити вимірювання відносної інтенсивності, ступеня поляризації і положення площини поляризаці дифузно відбитого земною атмосферою сонячного випромінювання. Це дозволить за даними, які отримані протягом багатьох обертів МС, побудувати залежності цих параметрів від фазового кута [1, 2].

Аналіз цих даних дозволить з високою достовірністю, визначити значення дійсної частини показника заломлення, а також розміру частинок. Наявність цієї інформації дозволить провести моделювання процесів фотодисоціації молекул різних газів, в першу чергу молекул кисню і озону з урахуванням ослаблення інтенсивності випромінювання Сонця не лише газовою, але й аерозольною складовою верхніх шарів земної атмосфери. Це дає можливість промоделювати швидкості утворення і руйнації молекули озону над різними ділянками Земної кулі.

Встановлення ультрофіолетової ПЗЗ – камери на МС_„КПІ” з метою картографування Землі може бути логічним доповненням нашого Проекту.

## 6. Побудова експерименту

**Рисунок 3.** Структурна схема побудови експерименту.

6.1. Об’єктом дослідження (ОД) є середовище в об'ємі, який утворюється при перетині умовного конусу огляду (зору) БУФП у шарі стратосферного аерозолю.

6.2. Оптична система збору та формування потоку випромінювання (СЗФВ) збирає необхідну кількість випромінювання і передає його на фотоприймач.

6.3. До складу оптико-механічного блоку (ОМБ) входять:

1. Діафрагма;
2. Поляроїдний модулятор;
3. Блок світлофільтрів;
4. Блок формування зображення на фотоприймач.

6.4. Блоків реєсрації корисного сигналу (БР), до складу яких входять:

6.4.1. Блок фотоелектронного приймача;

6.4.2. Підсилювач корисного сигналу;

6.4.3. Система дискримінації вихідних імпульсів;

6.4.4. Блок живлення, куди входить блок високої напруги.

6.5. Блок формування, обробки та передачі інформації (БОПІ).

**7**. **Статичний та модуляційний методи поляризаційних досліджень**;

Поляризаційний метод базується на перетворенні вектора Стокса світлового потоку в його інтенсивність. Такі перетворення можуть виконуватись статичним і модуляційним способами. Модуляційний метод базується на вимірюванні інтенсивності випромінювання, яке примусово модульоване поляризаційним елементом та в орієнтації приладу відносно екватора. Перший спосіб накладає дуже жорсткі вимоги до ідентичності обох приймачів світла, а другий потребує наявності складного поляризаційного модулятора.

Нами було прораховано і розглянуто декілька методик визначення поляризації і до кожної з них проробллялися різні варіанти функціональних та оптичних схем бортового ультрафіолетового поляриметра БУФП (одноканальну; двоканальну; триканальну).

Найінформативнішою є схема з модулятором, який складається з двох поляройдних елементів, один з яких нерухомий, а інший безперервно обертається відносно оптичної осі

Другий варіант реалізації БУФП базується на одночасному вимірюванні інтенсивності двох ортогональних поляризаційних компонент випромінювання. Тут модулятором є поляризаційна призма (наприклад, призма Волластона), яка розподіляє досліджуємий поток світла по відношенню до площини поляризації на звичайний та незвичайний.

Розглянуті схеми поляриметрів мають свої переваги і недоліки. Найпростішими є схеми двоканального і триканального поляриметрів, тому що вони не містять елементів, які вимагають обертання. До їх основного недоліку слід віднести надзвичайно високі вимоги до метрології чутливості окремих каналів реєстрації. Крім того, ще одним надзвичайно суттєвим недоліком двоканального поляриметру є те, що він вимагає надзвичайно точної орієнтації поляризаційного елементу відносно площини розсіяння. Тим не менше при розробці поляриметра на борт Українського молодіжного супутника Землі (УМС-1) був вибраний саме цей варіант схеми (Рис. 4). Це було зумовлено в першу чергу обмеженням енергетичних можливостей УМС-1.

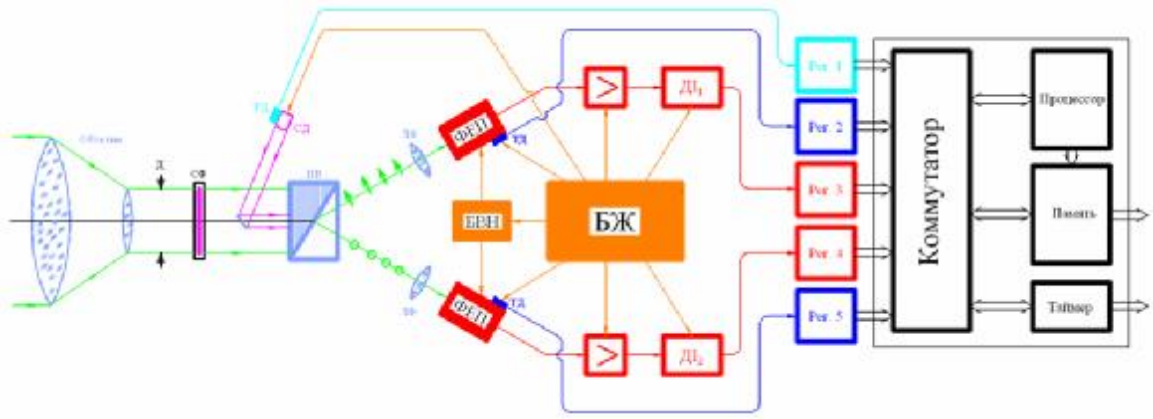



**Рисунок 4**. Принципова схема двохканального УФ - поляриметра на УМС-1: Д – діафрагма; СФ – світлофільтр; ПЕ – елемент поляризації; ЛФ – лінза Фабрі; ФЕП - фотопомножувач; ДІ – дискримінатор імпульсів; Рег.1, Рег.2, Рег.3, Рег.4, Рег.5 – регістри – лічильники; БВН – блок високої напруги; БЖ – блок живлення; ДТ – датчики температури; СД – джерело випромінювання.

При розробці спостережної апаратури на УФ- ділянку спектру ($\lambda < 300$ нм) необхідно враховувати особливості розподілу інтенсивності дифузновідбитого земною атмосферою сонячного випромінювання (Рис.2). Тому ми старалися вибрати фотоприймач, який практично нечутливий до випромінювання з $\lambda <$ 300 - 350 нм, має великий динамічний діапазон ($10^5$), придатну чутливість та невеликі габарити. На наш погляд, цим умовам найкраще відповідає фотоелектронний помножувач фірми «HAMAMATSU» R 1893.

### 8. УФП на студентський мікросупутник «КПІ»

Оскільки платформа студентського мікро супутника, який розробляє НТТУ «КПІ», передбачає значно більші енергетичні можливості, то ми запропонували одну з найбільш оптимальних і достовірних схем поляриметра (Рис. 5). Саме для неї й розроблялись технічні вимоги (Табл. 2).

**Таблиця 2**. Технічні характеристики бортового ультрафіолетового поляриметра

| | |
|---|---|
| Спектральна ділянка, нм. | ≈250 |
| Ширина смуги пропускання, нм | 10 … 30 |
| Кут поля зору, ° | 1,0 … 1,5 |
| Нахил оптичної вісі кута поля зору до надиру, ° | 30 … 40 |
| Чутливість приймача, $10^{-3}$ А / Вт | 10 |
| Точність виміру, % | 0,1 |
| Експозиція, с | 1,0 … 32,0 |
| Енергоспоживання, Вт | не більше 20 |
| Температурні умови, ° С | -10…+45 |
| Габарити, мм | 110x100x150 |
| Об'єм, літр | 1,5 |
| Маса, кг | 1,5 |

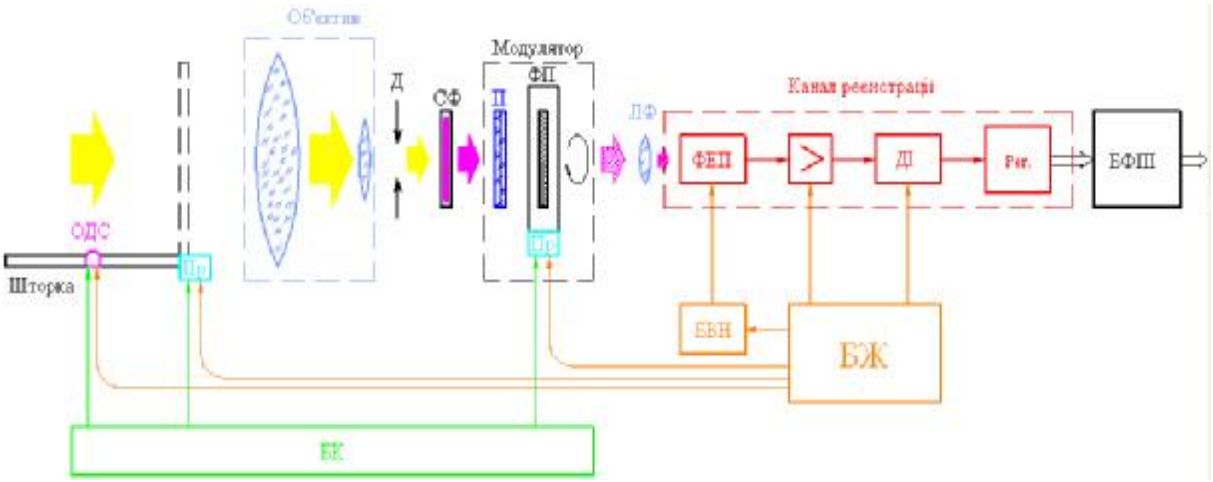



**Рисунок 5.** Принципова схема побудови бортового ультрафіолетового поляриметра: ОДС – опорне джерело випромінювання; Пр – привід; Д – діафрагма; СФ – світофільтри; П – поляризатор; ФП – фазова пластина; ЛФ – лінза Фабрі; БК – блок керування; БЖ – блок живлення; БВН – блок високої напруги; БФПІ – блок формування та передачі інформації.

## Висновки

ГАО НАН України пропонує разом з НТТУ «КПІ» провести космічний експеримент «Вивчення фізичних характеристик аерозоля на висотах більше 30 км в атмосфері Землі» та розробити, виготовити і запустити студенський мікросупутник «МС_КПІ» з УФ- поляриметром на борту (Рис. 5). Аналіз отриманних спостережних даних дає значенняі ступеня поляризації її площени в залежності від фазового кута, а це дозволить визначити значення дійсної частини показника заломлення і розмірів стратосферного аерозоля, а також дослідити горизонтальну структуру аерозольного шару і його зміни в часі, а можливо і варіації рівня в атмосфері з максимальною концентрацією озону.

## Бібліографічний список

[1] Мороженко О.В. Методи і результати дистанційного зондування планетних атмосфер - К.: «Наукова думка» 2004. - 647 с.

[2] Неводовський Є.П., Відьмаченко А.П., Мороженко О.В. та ін. Український молодіжний супутник: дослідження аерозольного шару Землі за допомогою УФ-поляриметра // Космічна наука і технологія. 2004. Т.10, № 5/6. - С.27-32.

[3] C.G. Wellemeyer, S.L. Taylor, C.J. Seftor, R.D. McPeters, and P.K. Bhartia, A correction for total ozone mapping spectrometer profile shape errors at high latitudes, J. Geophys. Res., 102, 9029-9038, 1997.

[4] A.J. Fleig, R.D. McPeters, P.K. Bhartia, B.M. Schlesinger, R.P. Cebula, K.F. Klenk, S.L. Taylor, and D.F. Heath, Nimbus 7 Solar Backscatter Ultraviolet (SBUV) Ozone Products User's Guide, NASA Ref. Pub. 1234, 1990.

УДК 629.78

# ПРИНЦИПИ ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ РУХОМИХ ДИНАМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ВІЗУАЛЬНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ У ВІЗУАЛЬНО-ВИЗНАЧЕНОМУ РЕЖИМІ

Л.О. Коршевнюк

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
г. Киев, Украина

# FUNCTIONAL PRINCIPLES OF CONTROL SYSTEMS FOR MOVABLE DYNAMIC OBJECTS BY VISUAL INFORMATION IN VISUAL-DEFINED MODE

L. Korshevnyuk

National Technical University of Ukraine
"Kiev Polytechnical Institute"
Kiev, Ukraine
lev@cabinet.kiev.ua,

## Вступ

Останнім часом в провідних країнах світу активно ведуться роботи з розробки автономних рухомих динамічних об'єктів (РДО) таких як безпілотні літальні апарати, ненаселені підводні апарати, робототехнічні пристрої тощо, які знаходять все більш широке застосування при розв'язанні не тільки спеціальних, але й цивільних задач.

Для сучасних РДО характерним є широке застосування систем автоматичного керування, які є інформаційно-залежними від глобальних навігаційних систем. Проте, спостерігається зростаюча необхідність у реалізації систем керування, які здатні забезпечити точну локальну навігацію РДО в умовах впливу зовнішніх збурень та завад.

За результатами попереднього аналізу найбільш перспективним підходом до вирішення даної задачі може виявитись застосування систем керування РДО на основі візуальної інформації реального часу. У зв'язку з цим актуальними постають проблеми з розробки принципів побудови та методів синтезу таких систем керування, проблеми по створенню універсальних структурних схем та алгоритмів функціонування відповідних бортових комплексів, адекватних математичних моделей давачів інформації, задачі з розробки методів оптимальної обробки великих масивів даних про простір стану.

Системи керування та навігації рухомих динамічних об'єктів за візуальною інформацією про простір стану можна поділити на системи, що передбачають режим візуально-визначеного керування, і системи керування за взаємним розташуванням об'єктів.

Візуально-визначене керування РДО у просторі відбувається за наявною фотокартою простору у наступний спосіб. Поточна візуальна інформація у вигляді послідовності кадрів потрапляє в бортову систему РДО, де в режимі реального часу відбувається пошук ділянок фотокарти відповідних поточному візуальному кадру, та, таким чином, за допомогою спеціальних алгоритмів визначається місце знаходження РДО за фото-картою [1,2].

Керування у другому режимі здійснюється за допомогою аналізу поточної візуальної інформації, виділення інформативних елементів та об'єктів, розпізнавання цих об'єктів та їх класифікації за спеціально створеними базами даних [3]. Взаємне розташування розпізнаних об'єктів та їх візуальні параметри дозволять системі керування прийняти рішення щодо поточного місця знаходження РДО за об'єктно-описовими картами, які можуть бути створені шляхом попереднього розпізнавального аналізу наявних карт простору без необхідності розробки спеціальних фотокарт.

Стан розробленості проблеми виявляє, що найбільш актуальним і доцільним постає дослідження за візуально-визначеним підходом. Проте, розробка режиму керування за взаємним розташуванням об'єктів є наступним перспективним напрямом, який необхідно буде активно розвивати як еволюційне продовження першого варіанту, і саме сполучення обох підходів призведе до можливості синтезу адекватних сучасних систем керування РДО за візуальною інформацією.

**Постановка задачі**

Розробити принципи функціонування і побудови систем керування рухомих динамічних об'єктів за візуальною інформацією у візуально-визначеному режимі, що надасть можливість створювати системи точної локальної навігації, які інформаційно незалежні від глобальних навігаційних систем.

**Розв’язок задачі**

Пропонується наступна концепція функціонування систем керування РДО за візуальною інформацією у візуально-визначеному режимі. Розглянемо концепцію на прикладі реалізації її у літальному апараті (ЛА).

Застосування та функціонування систем керування в даному режимі складається з трьох основних етапів: етапу підготовки, етапу ініціації та етапу експлуатації.

Етап підготовки передбачає створення фото-карти простору або у випадку ЛА – фотокарти місцевості, над якою виконується політ. Для цього з ЛА здійснюється аерофотозйомка місцевості: відеозйомка або набір серійних фотознімків з малим часовим інтервалом. Всі одержані відео та фотоматеріали за допомогою спеціальних алгоритмів перетворюються у єдину статичну фотокарту місцевості чи простору.

Етап ініціації полягає у побудові спеціальної хеш-фотокарти, за якою буде відбуватись пошук відповідностей фотознімків до ділянок фотокарти. Імп-

лементація даного підходу забезпечується створенням бази даних (БД) характеристик віртуальних кадрів фотокарти. Для цього створена фотокарта простору „нарізається” на пересічні віртуальні кадри, які відповідають множині можливих фотознімків та різноманітним умовам їх здійснення (знімки поверхні під різними кутами, що спричинені нахилом ЛА та фотоапарату; знімки з різної висоти тощо).

Віртуальний кадр представляє собою прямокутник, який характеризується координатами на фотокарті *Coordinates* та умовами його одержання *Conditions* : кадр паралельний осям фотокарти, розташований під кутом до них, отриманий як проекція від кадру нахиленої за обома осями фотокарти, масштаб кадру. Схематично „нарізка” фотокарти зображена на рис.1, віртуальні кадри показані пунктиром.

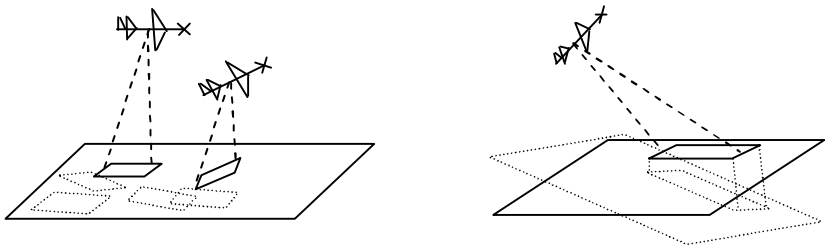


**Рисунок 1**. Схематичне зображення формування віртуальних кадрів фото-карти

Далі для кожного віртуального кадру розраховується певний набір ключових агрегованих параметрів *Parameters* : наявність блоків певного кольору (синій – вода, зелений – рослинність, сірий – техногенні елементи, ґрунт тощо), кількість таких блоків, їх відносна площина на віртуальному кадрі, наявність інших невідомих елементів – кольорових блоків.

На основі цих даних утворюється БД, кожний запис в якій містить характеристики одного віртуального кадру $\langle Coordinates, Conditions, Parameters \rangle$.

Необхідно зазначити, що самі графічні віртуальні кадри в БД не зберігаються. Це надає можливість суттєво зменшити потреби в обсягах носіїв інформації для розміщення файлів БД та забезпечити достатню швидкість пошуку відповідних елементів у БД.

Етап експлуатації полягає у застосуванні створеної БД для визначення положення ЛА в певний момент часу з метою його локальної навігації. Реалізація етапу полягає в наступному. Фотоапаратом, що встановлений на ЛА здійснюється знімок поверхні землі. За здійсненим фотознімком розраховуються ключові параметри *Parameters* . З БД вибираються описи віртуальних кадрів, значення *Parameters* яких близькі до значень *Parameters* одержаного знімку. З фотокарти за значеннями координат *Coordinates* та умов *Conditions* вибраних віртуальних кадрів формуються ці віртуальні кадри – кадри-кандидати. Одержаний з ЛА знімок зіставляється з кадрами-кандидатами, та з них вибирається еталон – один, найбільш відповідний кадр. Відповідність передбачається не лише найкраща серед інших, але й така, що задовольняє певному граничному значенню.

За еталонним віртуальним кадром та умовами його одержання *Conditions* можна визначити місце знаходження ЛА. Серія послідовних вірно розпізнаних знімків з ЛА доводять коректність визначення положення ЛА.

Проблема „прокляття розмірності”. Розглянутий підхід функціонування системи керування за візуальною інформацією передбачає обробку величезної кількості віртуальних кадрів, що може суттєво ускладнити практичне застосування таких систем керування. Проте, дана проблема може бути вирішена за допомогою використання спеціальних прийомів зменшення числа кадрів для обробки в режимі реального часу, таких як масштабування зображення фотознімків, масштабування фотокарти, послідовний ієрархічний пошук віртуальних кадрів відповідних знімкам за фотокартами різного масштабу.

Проблема всепогодного функціонування систем керування. При розробці та експлуатації систем керування ЛА за візуальною інформацією необхідно враховувати зйомку та складання фотокарт для різноманітних метеоумов, різних рівнів освітленості поверхні землі, передбачати зміну напрямку тіні від об’єктів тощо.

Проблема створення фотокарт. Створення фотокарт постає важливою задачею, при розв’язанні якої необхідно забезпечити відсутність „білих плям” (не зфотографованих та не підготовлених ділянок), врахувати істотне тремтіння фотообладнання під час польоту і мінливість умов одержання знімків під час одного або різних сеансів аерофотозйомки.

Переваги. Запропоновані системи керування РДО за візуальною інформацією базуються на використанні програмно-алгоритмічного забезпечення з відносно простою обчислювальною структурою; передбачають застосування недорогого бортового обладнання; їх реалізація не потребує розробки складних методів розпізнавання та класифікації об’єктів.

Подальший розвиток викладених ідей доцільно проводити в напрямку додаткового дослідження таких наступних проблем та розробки методів їх розв'язання: розробка і попереднє створення фотокарт простору, що відповідають різноманітним умовам одержання візуальної інформації; розробка методів і алгоритмів перетворення візуальних фотокарт у хеш-фотокарти, за якими відбуватиметься пошук; розробка адекватних методів обробки великих масивів поточної візуальної інформації в реальному часі, та алгоритмів швидкого пошуку відповідних ділянок простору; розробка методів, що забезпечать стійкість розпізнавання при наявності зовнішніх збурень та завад у візуальних даних; розробка методів аналізу та моніторингу коректності послідовного розпізнавання відповідного реальній траєкторії маневрування РДО .

**Висновки**

Розглянуті принципи функціонування систем керування рухомих динамічних об'єктів за візуальною інформацією, які здатні забезпечувати точну локальну навігацію РДО при інформаційній незалежності від глобальних навігаційних систем. Запропонований підхід функціонування систем керування у візуально-визначеному режимі, який передбачає застосування доступного недорого-

го фотообладнання, не потребує розробки складних методів розпізнавання та класифікації об’єктів та відрізняється тим, що його реалізація не вимагає дослідження та розв’язання додаткових задач у порівнянні з іншими підходами та іншими режимами функціонування систем керування РДО за візуальною інформацією.

**Бібліографічний список**


[1] Збруцький О.В., Прохорчук О.В., Рахмуні М. Використання сучасних методів обробки інформації для підвищення точності інтегрованої системи визначення координат і курсу судна. - Праці Інституту математики НАНУ.- Вопросы механики и ее приложений. - Том 44.-2002.

[2] Zbrytsky A., Dovgopoly A., Rahmouni M. Artificial intelligence algorithms application for increasing the accuracy of navigation systems. Symposium Gyrotechnology. Stuttgart. Germany.2005.

[3] Пат. 72155 А України, Спосіб класифікації об'єктів в умовах неповної та нечіткої інформації. МПК G 06K9/00 / Коршевнюк Л.О., Мінін М.Ю. (Україна) / № 20031213034; Заявл. 30.12.2003; Опубл. 17.01.2005, Бюл. "Промислова власність" № 1.

УДК 629.783:629.7.058

# ГИРОСИЛОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВРАЩЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Б.Успенский

Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»,
г. Харьков, Украина.

# A SINGLE-GIMBAL MOMENT GYRO CONTROL OF THE SPACECRAFT

Uspensky V.B.

National Technical University "Kharkov Polytechnical Institute",
Kharkov, Ukraine.
uspensky@kpi.kharkov.ua

Космическая техника сегодня представлена широким спектром летательных аппаратов, различающихся своим назначением, габаритно-массовыми характеристиками, составом бортового оборудования. Независимо от назначения и габаритов космического летательного аппарата (КЛА), одной из основных его систем является система управления движением и, в частности, система управления ориентацией и стабилизации (СУОС) КЛА.

Доклад построен по материалам книги [1] и посвящен вопросам проектирования и функционирования избыточных гиросиловых СУОС с учетом требований и условий, характерных для искусственных спутников Земли дистанционного зондирования.

В докладе представлены решения следующих задач:

- построение программного управления вращением КЛА, обеспечивающего аналитически точную реализацию терминальных условий по ориентации, угловой скорости, угловому ускорению, в общем случае ненулевых. В рамках указанного подхода решены задачи терминального, финитного и квазиоптимального по быстродействию управления, а также задачи обеспечения полной и одноосной ориентации КЛА, с учетом геометрических ограничений на траекторию переориентации, с минимальной угловой скоростью или угловым ускорением (при заданном времени);
- синтез управления вращением КЛА по текущей информации об ориентации и угловой скорости, обеспечивающий устойчивость программного вращения;
- оптимизация структуры избыточного силового гироскопического комплекса (СГК) с учетом инерционных свойств КЛА;
- управление избыточным СГК произвольной структуры на основе минимизации равномерной нормы вектора управления (вектора скоростей прецессии гиродинов) и специального алгоритма организации «нуль-движения» гиродинов;

- управление СГК в сингулярных состояниях (при условии их проходимости): общая методика с использованием моделей второго порядка и конечный алгоритм для компланарного СГК-4;

- определение тензора инерции КЛА в полете в условиях гиросилового управления вращением;

- оптимизация разгрузки СГК с помощью системы газореактивных двигателей по критерию расхода рабочего тела.

Для решения задачи гиросилового управления вращением КЛА используются методы обратных задач динамики. В рамках такого подхода решение задачи гиросилового управления разбивается на три этапа.

На первом этапе в пространстве параметров ориентации и угловой скорости формируется программная траектория вращения, максимально удовлетворяющая кинематическим условиям и требованиям исходной задачи (краевые условия, геометрические ограничения и т.д.). Результатом первого этапа решения является программный управляющий момент, требуемый для реализации программной траектории.

На втором этапе требуемый управляющий момент формируется в виде синтеза текущей информации об угловой скорости и ориентации КЛА, полагаемых известными. Такой управляющий момент может быть представлен в виде двух составляющих. Первая составляющая соответствует программному закону управления, вторая – обеспечивает устойчивость программного вращения. Таким образом, реализуется комбинированное управление.

Третий этап решения исходной задачи – реализация полученного динамического момента с помощью избыточной системы гиродинов (ГД) с учетом ограниченного ресурса СУОС. Результатом этого этапа является алгоритм вычисления требуемых скоростей прецессии ГД, в том числе и в сингулярных состояниях СГК.

Для повышения эффективности СУОС рассмотрены также вспомогательные задачи: оптимальное проектирование структуры СГК; идентификация тензора инерции КЛА, используемого в программном управлении; оптимизация режима разгрузки СГК.

Остановимся коротко на основных результатах решения перечисленных задач.

В основу программной траектории полагается кватернионная модель вращения, записанная для $\forall t \in [0, T]$, где T - фиксированное или не фиксированное, но конечное, время:

$$\Lambda^*(t) = \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \ldots \circ \Lambda_M(t), \qquad (1)$$

в которой $\Lambda_m(t) = \cos\frac{\varphi_m(t)}{2} + \sin\frac{\varphi_m(t)}{2} \cdot \bar{b}_m$, $m = \overline{1, M}$ - независимые кватернионы, содержащие $\varphi_m(t)$ - некоторую функцию времени, названную опорной функцией (ОФ); $\bar{b}_m = col(b_{m1}, b_{m2}, b_{m3})$ - неизвестный постоянный вектор единичной длины. Параметр M - порядок модели.

Из кинематических уравнений вращения твердого тела следует, что программной ориентации (1) соответствует программная угловая скорость

$$\overline{\omega}^*(t) = \dot{\varphi}_1(t) \cdot \widetilde{\Lambda}_M(t) \circ \ldots \circ \widetilde{\Lambda}_2(t) \circ \overline{b}_1 \circ \Lambda_2(t) \circ \ldots \circ \Lambda_M(t) + \ldots + \dot{\varphi}_M(t) \cdot \overline{b}_M$$

и программное угловое ускорение

$$\dot{\overline{\omega}}^*(t) = 2(\dot{\widetilde{\Lambda}}^*(t) \circ \dot{\Lambda}^*(t) + \widetilde{\Lambda}^*(t) \circ \ddot{\Lambda}^*(t))$$

Параметрами такой модели являются вектора $\overline{b}_m$, терминальные значения ОФ, их первых и вторых производных. Перечисленные параметры определяются из условий согласования введенной кинематической модели вращения с заданными краевыми условиями задачи управления по ориентации, угловой скорости и ускорению.

В зависимости от порядка M модель имеет ту либо иную степень параметрической избыточности. Так, с помощью конической кватернионной модели вращения (M=2) можно удовлетворить произвольно заданным терминальным условиям только по ориентации и угловой скорости. При этом такая модель имеет один свободный параметр, которым можно воспользоваться для оптимизации программного вращения. Так называемые сферические модели (M=3) ортогонального и неортогонального типа имеют достаточную степень избыточности, позволяющую учесть краевые условия также и по производным угловой скорости, что оказывается важным при управлении КЛА с присоединенными упругими элементами. Кроме того, с помощью рационального выбора параметров сферических моделей возможно улучшить процесс управления (в рамках параметрической оптимизации), либо учесть некоторые дополнительные условия, например ограничения на траекторию маневра переориентации и т.д. Установлена связь используемых модельных параметров с классическими кинематическими параметрами ориентации (углами Эйлера, Крылова), а также получено обобщение угловых параметров до случая, когда они вводятся с помощью поворотов вокруг произвольно заданных в твердом теле ортов. Для них в общем виде получены кинематические уравнения, а также соотношения, связывающие их с кватернионом ориентации.

В зависимости от типа решаемой задачи опорные функции задаются либо в виде полиномов текущего времени (задача терминального управления), либо в виде устойчивого решения некоторого линейного дифференциального уравнения (задача финитного управления).

В результате построения кинематической модели вращения формируется программный управляющий момент в виде

$$\overline{\mathrm{M}}^*(\mathrm{t}) = \mathrm{J}\dot{\overline{\omega}}^*(t) + (\overline{\omega}^*(t) \times J\overline{\omega}^*(t)),$$

где J – тензор инерции КЛА.

С помощью разработанного аппарата кинематических моделей решены: задачи разворота КЛА (с осуществлением заданной полной или одноосной ориентации), в том числе в нестационарное положение; задача стабилизации углового положения КЛА; переориентация КЛА с учетом ограничений на инерциальную ориентации в пространстве некоторой оси, связанной, например, с оптической осью телескопа; задача переориентации КЛА в условиях существенного влияния на его динамику присоединенных упругих элементов.

Для реализации устойчивого программного вращения вводится закон управления в виде

$$\overline{M}(t,\overline{\omega},\Lambda)=\overline{M}^{*}(t)+\delta\overline{M}(t,\delta\overline{\omega},\delta\Lambda),$$

где

$$\delta\overline{M}=-C_{\omega}\cdot\delta\overline{\omega}-c_{\lambda}(1-\delta\lambda_{0})\cdot\delta\overline{\lambda}+(\overline{\omega}^{*}\times J\cdot\delta\overline{\omega})-\hat{M}_{B}\cdot sign(\delta\overline{\omega}),$$

в котором $C_{\omega}$ – произвольная положительно-определенная постоянная матрица (3x3); $c_{\lambda}>0$ - произвольно задаваемый параметр; $sign(\delta\overline{\omega})$ - вектор-функция, i-я компонента которой ($i=\overline{1,3}$) соответственно равна (+1), если $\delta\omega_{i}>0$, (-1), если $\delta\omega_{i}<0$ и 0, если $\delta\omega_{i}=0$; $M_{B}$ - оценка максимально возможного значения возмущающего момента.

Для повышения точности управления реализуется двухконтурная замкнутая схема, во внутреннем контуре которой обеспечивается регулирование по отклонению от программной угловой скорости КЛА, во внешнем – параметрическое управление с учетом отклонения от программной ориентации.

Следующий этап решения задачи гиросилового управления вращением КЛА – управление отдельными гиродинами в избыточном СГК, реализующее требуемое вращение КЛА.

Здесь рассмотрены два способа управления: по вектору потребного динамического момента (ПДМ) и по вектору потребного кинематического момента (ПКМ). Показано, что в последнем случае при малых значениях совокупного кинетического момента КЛА и СГК точность управления выше, чем при управлении по ПДМ. Кроме того, управление по вектору ПКМ в большей степени отвечает специфике дискретной работы цифровой СУОС.

Далее, управление отдельными гиродинами в СГК ищется в виде

$$\dot{\overline{B}}=\dot{\overline{B}}_{1}+\dot{\overline{B}}_{0},$$

где $\dot{\overline{B}}_{1}$ - вектор скоростей прецессии ГД, обеспечивающий собственно требуемое управляющее воздействие на КЛА, $\dot{\overline{B}}_{0}$ - составляющая управления, отвечающая «нуль–движению» ГД и служащая для их перестройки в процессе управления.

Первая составляющая находится в результате минимизации равномерной нормы вектора управления

$$\min_{\dot{\overline{B}}_{1}\in\Omega_{\dot{B}}}\ \max_{i=\overline{1,m}}\left|\dot{\beta}_{i}\right|, \qquad (2)$$

при ограничениях

$$L(\overline{\beta})\cdot\dot{\overline{B}}_{1}=\overline{\mu}, \qquad (3)$$

где $L(\overline{\beta})$ - якобиан вектора суммарного кинетического момента СГК; $\overline{\mu}$ - требуемый динамический момент, с которым СГК воздействует на корпус КЛА; $\Omega_{\dot{B}}=\{R^{m}\mid\left|\dot{\beta}_{i}\right|\le\dot{\beta}_{\max},i=\overline{1,m}\}$ - допустимое множество скоростей прецессии.

Практический смысл использованного критерия оптимизации управления СГК состоит в том, что он непосредственно отражает ресурсные затраты на осуществление вращения КЛА, если под ресурсом понимать максимально

допустимую скорость прецессии ГД. В этом случае условная минимизация такого критерия означает, что требуемое вращение КЛА будет обеспечиваться эволюцией ГД, наиболее экономичной с точки зрения использования ограниченного ресурса. Оставшийся при этом ресурс управления можно направить на перестройку гиродинов, реализуемую с помощью «нуль-движения». Еще одним достоинством используемого критерия является тот факт, что если допустимое управление СГК на данном такте работы СУОС существует, то оно будет найдено, что не гарантируется другими известными алгоритмами.

Задача (2), (3) сводится к частной задаче линейного программирования, для решения которой разработан специальный простой вычислительный алгоритм. Примечательно, что разработанный алгоритм применим при любой структуре избыточного СГК и с любым количеством гиродинов.

Вторая составляющая суммарного вектора $\dot{\overline{B}}$, отвечающая «нуль-движению» ГД, вычисляется, как

$$\dot{\overline{B}}_0 = -\Delta t^2 \cdot (E_m - L^T (LL^T)^{-1} L) \cdot (\overline{\beta}_ç^* - (\overline{\beta} + \dot{\overline{B}}_1 \cdot \Delta t)), \qquad (4)$$

где $\overline{\beta}_Ç^*$ - заданное значение углов прецессии ГД, обеспечивающее по окончании маневра переориентации наиболее благоприятную конфигурацию СГК, $E_m$ - единичная матрица, $\Delta t$ - такт работы СУОС, $\overline{\beta}$ - вектор текущих значений углов прецессии ГД. Выражение (4) обеспечивает приведение СГК в конце маневра к заданной конфигурации, отвечающей, например, максимальной эффективности управления в последующих режимах.

Рассмотрен вопрос управления СГК в так называемых сингулярных состояниях, в которых матрица $L(\overline{\beta})$ вырождается. В рамках управления по вектору ПКМ показано, что в этом случае для нахождения требуемой эволюции ГД вместо линейной модели (3) необходимо и достаточно использовать квадратичную модель вида

$$L(\overline{\beta}_k)\Delta\overline{\beta}_k - \tfrac{1}{2}\sum_{i=1}^{m} \overline{H}_i(\beta_{ik})\Delta\beta_{ik}^2 = \Delta\overline{H}_{\Sigma k}^*, \qquad (5)$$

в которой $\Delta\overline{H}_{\Sigma k}^* = \overline{H}_\Sigma^*(t_{k+1}) - \overline{H}_\Sigma(\overline{\beta}_k)$ - требуемое изменение на такте вектора суммарного кинетического момента СГК; $\Delta\overline{\beta}_k$ - искомый вектор изменения за такт углов прецессии ГД. Для минимально-избыточного компланарного СГК-4 получено алгоритмическое решение уравнения (5) во всех сингулярных состояниях гиросистемы.

На этапе проектирования СГК чрезвычайно важной задачей является выбор структуры гиросистемы, т.е. взаимного расположения осей прецессии ГД. В развитие известных в этом направлении результатов предлагается использовать новый критерий оптимизации выбора структуры СГК, учитывающий инерционные свойства КЛА, а также специфику вращений, совершаемых КЛА согласно программному заданию. Другими словами, в основу оптимизации структуры СГК полагается величина вектора реализуемой угловой скорости КЛА во всех, либо в определенных пространственных направлениях. Разработана методика решения такой задачи. С целью

сохранения структурных свойств проектируемого СГК предлагается оптимизацию проводить на ограниченном множестве специально введенных конструктивных параметров, не нарушающих априори выбранную структуру (например, оставаясь в рамках компланарных схем размещения ГД).

Эффективность гиросилового управления вращением КЛА во многом определяется тем, насколько хорошо известны параметры объекта и системы управления. Так, реализация программного управления, построенного по кинематическим моделям вращения, требует достаточно точного знания осевых и центробежных моментов инерции КЛА, поскольку эти данные непосредственно входят в соответствующий вычислительный алгоритм. Этот факт, с одной стороны, предъявляет повышенные требования к информационному обеспечения системы управления, с другой – позволяет добиваться более высоких показателей эффективности.

Поскольку в процессе функционирования КЛА на орбите меняется его конструкция, например вследствие разворачивания панелей солнечных батарей и т.п., происходит перераспределение масс, необходимо периодически производить уточнение его инерционных характеристик. С этой целью разработана методика и соответствующее алгоритмическое обеспечение идентификации моментов инерции КЛА в полете в условиях гиросилового управления, обоснована возможность ее эффективного применения, синтезированы алгоритмы гиросилового управления, обеспечивающие требуемое вращение КЛА.

Методика состоит из двух этапов. На первом этапе происходит определение совокупного кинетического момента, накопленного КЛА и СГК. На втором, с помощью тестовых движений, - собственно определение моментов инерции КЛА.

Последней из рассматриваемых является задача оптимальной разгрузки СГК с помощью реактивных двигателей.

Функционирование СГК при управляемом вращении КЛА сопровождается накоплением механической системой КЛА-СГК внешнего возмущающего динамического момента в форме вектора совокупного кинетического момента. Такое накопление может привести к насыщению СГК по кинетическому моменту, что, в свою очередь, приводит к частичной потере управляемости вращением КЛА со стороны СГК.

Для предотвращения эффекта насыщения предусмотрен режим разгрузки СГК с помощью внешнего момента, целенаправленно создаваемого системой реактивных двигателей малой тяги. Так как возмущающие моменты практически постоянно оказывают влияние на КЛА, то проведение разгрузок является многократным. В этих условиях особенно важно их осуществлять с минимальными затратами рабочего тела системы РД.

Задаче оптимизации разгрузки до сих пор не уделялось должного внимания. Известны, в частности, результаты, касающиеся разгрузки, проводимой с помощью внешних моментов той же природы, что и возмущающие. Такая разгрузка не требует включения РД и достигается сообщением КЛА определенной ориентации в пространстве и ее удержанием в

течение длительного времени. Очевидно, что при этом выполнение КЛА своей основной задачи может надолго прерваться, что не всегда приемлемо. В то же время при использовании для разгрузки реактивных двигателей ее продолжительность оказывается значительно меньшей, поэтому разгрузка с помощью РД для многих орбитальных объектов остается основной.

В данном случае задача разгрузки СГК при помощи реактивных двигателей сформулирована для вращающегося КЛА.

Для сформулированной задачи на основе принципа максимума получен общий вид оптимального закона управления РД, содержащего в своей структуре конечный набор параметров – моментов времени, соответствующих включению и выключению двигателей. Для определения этих параметров следует решить достаточно сложную краевую задачу, которая существенно упрощается в условиях вращения КЛА с постоянной скоростью.

Реализация такого вращения КЛА в ходе разгрузки возлагается на СГК, для которого получен закон управления, включающий программную составляющую и составляющую в форме синтеза по информации об отклонении угловой скорости от требуемой. В результате гиросиловой стабилизации вращения КЛА в условиях плановой работы РД согласно полученному оптимальному закону и достигается собственно разгрузка СГК.

Дальнейшее обобщение задачи разгрузки, касающееся рационального выбора параметров вращения, планируемой продолжительности разгрузки, ориентации КЛА в пространстве, позволило получить глобально оптимальное решение, которое предполагает согласование ориентации КЛА в пространстве с направлением вектора совокупного кинетического момента системы КЛА-СГК. Для практической реализации такого решения разработана методика оптимальной разгрузки, состоящая из двух этапов. На первом этапе с помощью СГК аппарат приводится в требуемую пространственную ориентацию, на втором осуществляется собственно разгрузка за счет одной пары двигателей максимальной эффективности. В случае, когда РД, расположенные на КЛА, обеспечивают вдоль своих осей различные по величине моменты реактивных сил, использование такой методики приводит к существенной экономии рабочего тела по сравнению с традиционными схемами. Кроме того, описанная стратегия проведения разгрузки позволяет осуществлять ее какой-либо одной парой двигателей, что повышает надежность системы управления КЛА в целом.

На основе изложенного решения разработаны новый способ и новая система разгрузки СГК с помощью РД, защищенные патентами [2, 3].

Практическое значение полученных результатов состоит в том, что решение задачи оптимальной разгрузки СГК для вращающегося аппарата открывает возможность проведения такого режима на фоне выполнения КЛА своей функциональной задачи, если она сопровождается вращением с постоянной угловой скоростью. С другой стороны, реализация в виде специально выделенного режима по методике оптимальной разгрузки, осуществляемой в два этапа, обеспечивает максимальную экономию рабочего тела и делает возможным проведение полноценной разгрузки СГК в случае

отказов некоторых РД, что в конечном итоге способствует увеличению продолжительности функционирования КЛА на орбите.

Таким образом, рассмотрен комплекс задач, решаемых при проектировании гиросиловых СУОС. Предложенные методы их решения способствуют повышению эффективности СУОС: точности функционирования, быстродействия, отказоустойчивости, а также интенсификации программы полета КЛА и увеличению продолжительности его активного существования за счет экономии ресурсов системы управления.

**Библиографический список**


[1] Успенский В.Б., «Теоретические основы гиросилового управления космического летательного аппарата». – Харьков: НТУ “ХПИ”, 2005, 328 с.

[2] Пат. 20021210698 Україна, МКИ B64G1/24. Спосіб розвантаження системи силових гіроскопів космічного апарата / Успенський В.Б., Голоскоков Є.Г., Кузнєцов Ю.О., Бандура І.М. – 6 стор. ил.; Заявл. 27.12.02; Опубл. 15.12.03; Бюл. №12.

[3] Пат. 2003054391 Україна, МКИ B64G1/24. Система розвантаження силового гіроскопічного комплексу космічного апарата / Успенський В.Б., Голоскоков Є.Г., Кузнєцов Ю.О., Бандура І.М. – 6 стор. ил.; Заявл. 15.05.03; Опубл. 16.02.04; Бюл. №2.

УДК 62.505

# СТРУКТУРНА ІДЕНТИФІКАЦІЯ БАГАТОВИМІРНОГО АВТОНОМНОГО ОБ'ЄКТА ЗА ДАНИМИ РЕЄСТРАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ЙОГО РУХУ У ЗБУРЕНОМУ СЕРЕДОВИЩІ

С.І. Осадчий

Кіровоградський національний технічний університет
м.Кіровоград, Україна

І.Ю. Прокоф'єва

Національний авіаційний університет,
м. Київ, Україна.

# MULTIDIMENSIONAL AUTONOMOUS OBJECT STRUCTURAL IDENTIFICATION ON THE BASE OF IT'S DISTURBED MOTION PARAMETERS RECORDING

S. Osadchy

Kirovograd National Technical University
Kirovograd, Ukraine
srg2005@ukr.net

I. Prokophyeva

National Aviation University
Kyiv, Ukraine

Сучасні технології побудови високоефективних систем стабілізації руху багатовимірних об'єктів в умовах дії векторних випадкових збурень, як відомо наприклад з [1,2], передбачають виконання етапів динамічного проектування оптимальних систем. Однією з базових проблем при застосуванні даного підходу є побудова певного класу моделей об'єкта керування та умов його руху, які б з однієї сторони були досить прості до застосування, а з іншої враховували усі суттєві фактори, що впливають на якість стабілізації.

Більшість систем керування автономними об'єктами є складними замкненими технічними системами з нелінійними елементами, що працюють в умовах дії стохастичних корисних сигналів, збурень та завад. В такому разі, як показано в [3], у них виникають ефекти самоорганізації, а математичні моделі елементів та систем в цілому повинні визначатися за результатами натурних випробувань в реальних експлуатаційних умовах.

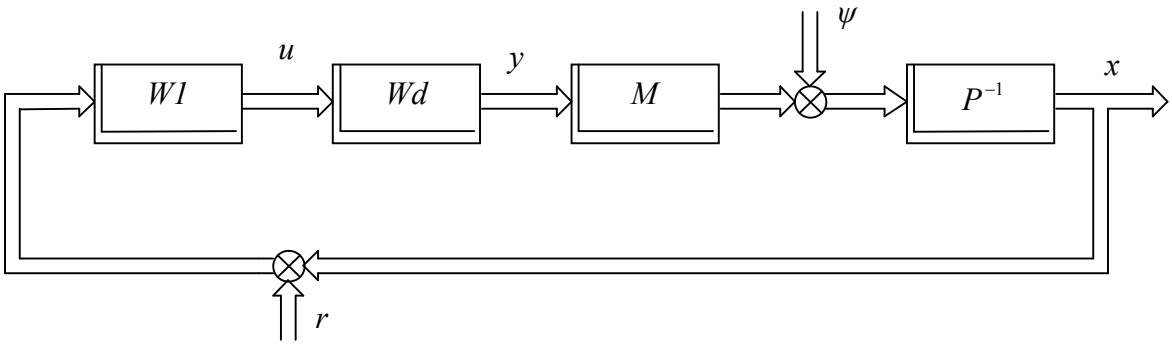



**Рисунок 1.** Структурна схема системи управління БПА

Розгляданий об'єкт являє собою безпілотний апарат (БПА), який має три органи керування та шість доступних для реєстрації вихідних координат: крен, рискання, тангаж, індикаторна швидкість та прискорення (вертикальне і бокове). Особливості його конструкції призводять до неспівпадіння між центрами мас та тиску. Він рухається у збуреному середовищі. Час спостереження за рухом обмежено. Мета дослідження полягає у тому щоб за записами зміни керуючих сигналів та вихідних координат обмеженої довжини оцінити динамічні властивості БПА як об'єкта керування, а також визначити математичну модель збурень, що діяли на нього в умовах експерименту.

Аналіз структурної схеми системи управління БПА у вказаному вище режимі (рис. 1) показав, що вона складається з наступних елементів: *W1* – матриця передатних функцій багатовимірної системи керування, на вході якої діє вектор відхилень вихідних координат $x$ від програмного сигналу $r$ ; *Wd* – матриця передатних функцій приводів виконавчих органів БПА, що пов'язує вектор сигналів управління $u$ з вектором відхилень рулів $y$; $M$ та $P$ – поліноміальні матриці розміру $6\times3$ і $6\times6$ відповідно від оператора диференціювання $p$, структура та параметри яких визначають динамічні властивості БПА; $x$ – вектор вихідних координат системи; $\psi$ – вектор збурень.

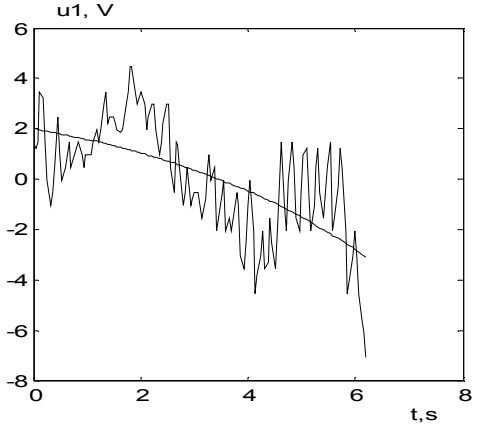



**Рисунок 2.** Графік зміни першого керуючого сигналу

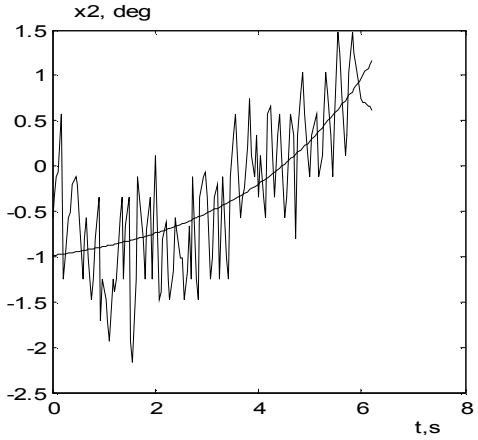



**Рисунок 3.** Графік зміни кута рискання

Розгляд реалізацій зміни компонент векторів *u* та *x* отриманих в результаті розшифровки даних реєстрації польотної інформації, приклади яких наведені на рис. 2 та рис. 3, дозволяє зробити висновок про можливість представлення їх у вигляді наступних сум

$$u = u^0 + u^v,\ x = x^0 + x^v, \qquad (1)$$

де $u^0$, $u^v$ - вектори регулярної та випадкової складових сигналу управління відповідного розміру;

$x^0$, $x^v$ - вектори відповідних складових зміни вихідних координат БПА. Наявність регулярної частини $u^0$ зумовлена необхідністю встановлення рулів у балансувальне положення для компенсації впливу на стійкість системи наведеної вище конструктивної особливості об'єкта.

Припустимо, що $u^v$ та $x^v$ є багатовимірними стаціонарними ергодичними випадковими процесами з нульовими математичними сподіваннями, а похибки вимірювання значно менші за корисні сигнали.

В такому разі, задача структурної ідентифікації багатовимірного автономного об'єкта полягає у тому, щоб за відомими з експерименту записами векторів *u* та *x* оцінити структуру та параметри матриць *Wd, M, P,* а також матрицю спектральних щільностей випадкової складової збурень $S_{\psi\psi}$.

Пошук рішення поставленої задачі пропонуємо здійснювати поетапно:

- на першому етапі за реєстраціями зміни компонентів векторів *u* та *x* необхідно знайти рівняння регулярних та спектральні щільності випадкових складових;
- на другому етапі за матрицями спектральних щільностей зміни вихідних координат $S_{xx}$ та вектору управління $S_{uu}$ обчислити матриці передаточних функцій БПА $\Phi_{11}$ та спектральних щільностей збурень, приведених до виходу об'єкта $S_{\varphi\varphi}$ ($\varphi = P^{-1} \cdot \psi$);
- на третьому етапі за знайденими $\hat{O}_{11}$ та $S_{\varphi\varphi}$ визначити шукані матриці *Wd, M, P* та $S_{\psi\psi}$.

Основу для виконання першого етапу складають відомі методи апроксимації та оцінювання спектральних щільностей за даними експерименту, наприклад з [4], реалізовані у різноманітних пакетах програм обробки сигналів.

Розв’язання задач другого етапу засноване на виконанні процедур базового алгоритму ідентифікації з [5], який з урахуванням особливостей поставленої задачі модифіковано наступним чином

$$\hat{O} = [\hat{O}_{11}, \hat{O}_{12}] = (\grave{O}_0 + \grave{O}_+)D^{-1}, \quad (2)$$

де $D$ - результат факторизації матриці спектральних щільностей [6] такий, що

$$DD_* = \begin{bmatrix} S'_{uu} & 0_{3\times 6} \\ 0_{3\times 6} & E_{6\times 6} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

“ * ” – знак ермітового спряження матриць;

“ ‘ “ – знак транспонування;

$0_{3\times 6}$ - нульова матриця розміру $3\times 6$;

$E_{6\times 6}$ - одинична матриця, яка має 6 рядків та 6 стовпців;

$T_0 + T_+$ - результат сепарації [5] матриці

$$T = S'_{yx} D_*^{-1}. \quad (4)$$

$S_{yx}$ - матриця взаємних спектральних щільностей, побудована у відповідності до співвідношення

$$S'_{yx} = (S'_{ux}, S'_{\Delta x}), \quad (5)$$

в якому $S_{ux}$ - матриця взаємних спектральних щільностей між випадковими складовими векторів $u$ та $x$, а $S_{\Delta x}$ - матриця-результат факторизації рівняння зв’язку

$$S_{x\Delta} S_{\Delta x} = S_{xx} - S_{xu} S_{uu}^{-1} S_{ux}, \quad (6)$$

де $S_{xx}$ - матриця спектральних щільностей випадкової складової зміни вихідних координат БПА.

Матриця спектральних щільностей збурень, приведених до виходу системи $S_{\varphi\varphi}$, визначається рівнянням

$$S'_{\varphi\varphi} = \Phi_{12} \Phi_{12*}. \quad (7)$$

Досягнення мети третього етапу засноване на застосуванні відомих зі статистичної динаміки багатовимірних систем управління співвідношень та ідей методу факторизації спектральних матриць Девіса [6] до отриманих на другому етапі результатів. Так рівняння зв’язку між шуканими матрицями *Wd, M, P,* $S_{\psi\psi}$ та знайденою $\Phi$ мають наступний вигляд

$$\Phi_{11} = P^{-1} \cdot M \cdot Wd, \quad (8)$$

$$\Phi_{12} \cdot \Phi_{12*} = P^{-1} \cdot S'_{\psi\psi} \cdot P_*^{-1}. \quad (9)$$

Оскільки переміщення рульових поверхонь БПА здійснюється незалежно працюючими приводами, то матриця *Wd* повинна мати діагональний вигляд. Таким чином, знаходження матриці *P* може бути здійснене на основі скорочення у (8) тих полюсів $\Phi_{11}$ $s_i$, для яких матриця лишків $L = \mathrm{Re}\, s(\hat{O}_{11}(s_i))$ має лінійний зв’язок між рядками та стовпцями, шляхом множення (8) зліва на унітарну матрицю першого вигляду з [6].

В результаті застосування методу найменших квадратів та алгоритму Блекмена-Тьюкі до експериментальних даних отримані апроксимації регулярних складових сигналів на класі експоненціальних функцій часу *t* та матриці

спектральних щільностей $S_{uu}$, $S_{ux}$ та $S_{xx}$ на класі дробово-раціональних функцій комплексного аргументу $s = j\omega$ . Наприклад, регулярна складова зміни першої компоненти сигналу управління

$$u_1^0 = -1.794\exp(0.2173) + 3.801 \ , \tag{10}$$

а спектральна щільність випадкової частини цієї ж компоненти (рис. 4) дорівнює

$$S_{u1u1} = \frac{1.0278\left|(s+0.2)(s^2+0.68s+0.7225)\right|^2}{\left|(s^2+0.169s+0.4225)(s^2+0.812s+4.121)\right|^2}. \tag{11}$$

Графіки взаємної спектральної щільності між $u_1^0$ та кутом рискання, а також спектральної щільності змін цього кута представлені на рис. 5 та рис. 6.

Найбільш складною обчислювальною проблемою другого етапу ідентифікації є факторизація матриць дробово-раціональних функцій з (3) та (7). Вона вирішена на основі застосування алгоритму Ларина [7], реалізованого в середовищі Matlab. Оскільки матриця (3) має блочно-діагональну структуру, то для її факторизації достатньо за складеною на першому етапі матрицею $S'_{uu}$ знайти матрицю $D_u$, таку що має усі особливості у ПНП комплексної змінної та задовольняє рівнянню

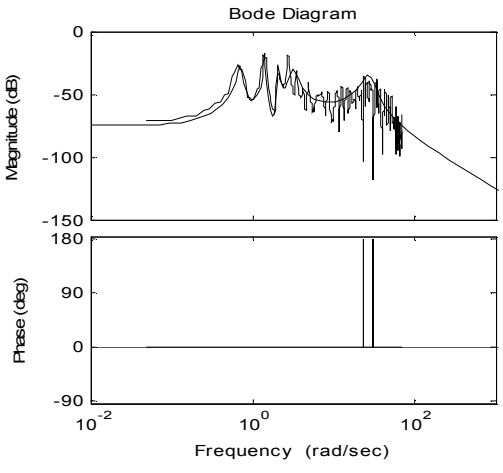
$$S'_{uu} = D_u \cdot D_{u*} \, . \tag{12}$$

Результат факторизації має структуру

$$D_u = d^{-1} \cdot D_0 \cdot (s^2 + 0.169s + 0.4225) \, , \tag{13}$$

де $d = diag((s^2+0.812s+4.121),(s+10.7)(s^2+2.73s+7.453),(s^2+5.384s+45.29))$, а матриця $D_0$ представлена у вигляді таблиці 1.

Зміна кута рискання




Перша компонента сигналу управління

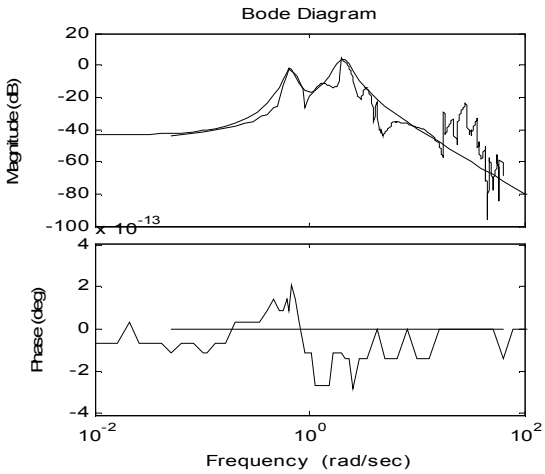



**Рисунок 4.** Графіки спектральних щільностей сигналів БПА

**Таблиця 1.** Значення елементів матриці $D_0$

| | | |
|---|---|---|
| -0.28454 (s+0.4257) (s^2 - 0.4016s + 0.3539) | 0.97305 (s+0.1297) (s^2 + 0.6719s + 0.7302) | -0.010529 (s+6.698) (s+1.496) |
| -1.5025 (s+2.569) (s+0.2323) (s^2 + 0.7447s + 0.9541) | -1.4912 (s+0.5864) (s^2 + 0.4911s + 0.4006) | -0.074976 (s-1.906) (s^2 + 1.077s + 0.2915) |
| -0.022423 (s+0.25) (s^2 - 7.224s + 22.1) | 0.082291 (s-3.076) (s-0.331) (s+0.25) | 0.1879 (s+7.21) (s+1.135) (s+0.25) |

В результаті виконання алгоритму ідентифікації (2)-(9) з урахуванням результатів першого етапу та визначеної матриці $D_u$ (13) отримані структура та параметри моделей руху БПА.

**Таблиця 2.** Матриця передаточних функцій $\Phi_{10}$

| | | |
|---|---|---|
| 21.75 (s^2 + 0.5906s + 0.1934) (s^2 + 0.2563s + 5.247) | 17.7023 (s+0.206) (s-0.06752) (s^2 + 0.5917s + 0.1561) (s^2 + 7.42s + 15.4) / (s^2 + 0.3923s + 0.04467) | 20.9351 (s+3) (s+4.5) (s^2 + 0.0885s + 0.1514) |
| -33.8385 (s^2 - 0.3692s + 0.8872) (s^2 + 0.6263s + 4.433) | -13.6488 (s+0.04555) (s-0.03143) (s^2 + 0.4978s + 1.479) (s^2 + 1.346s + 12.43) / (s^2 + 0.09s + 0.0225) | -117.6192 (s^2 + 0.1225s + 0.8097) (s^2 - 0.4441s + 8.559) |
| -14.2693 (s^2 + 2.557s + 2.414) (s^2 + 0.06723s + 9.461) / (s+1.7) | -23.4179 (s+0.2582) (s^2 + 0.2655s + 0.2163) (s^2 + 1.754s + 25.11) / (s^2 + 0.152s + 0.0361) | 16.086 (s+0.1354) (s+9) (s^2 - 1.114s + 0.3212) (s^2 + 0.28s + 1.96) / (s+1.138) (s^2 + 0.152s + 0.0361) |
| 28.0211 (s+0.5952) (s+0.29) (s+4.5) (s^2 + 0.3115s + 0.4935) | 6.5795 (s+2.654) (s+5.776) (s+0.1253) (s^2 - 0.8489s + 0.6995) | -51.2034 (s+0.01552) (s^2 + 0.2244s + 0.4687) (s^2 + 2.326s + 11.82) |
| -5.8286 (s+0.4267) (s^2 + 0.5925s + 0.2321) (s^2 + 0.8015s + 1.815) / (s^2 + 0.068s + 0.4624) | -4.9386 (s+0.5) (s+0.1433) (s+9.681) (s^2 + 0.3461s + 0.3972) / (s^2 + 0.068s + 0.4624) | -24.7257 (s+6) (s+0.02254) (s^2 + 0.2977s + 0.3838) / (s+1.138) |
| 9.3445 (s+0.2883) (s-0.05065) (s^2 + 0.3828s + 4.432) / (s+1.138) (s^2 + 0.3923s + 0.04467) | -2.783 (s-5.487) (s^2 + 0.2002s + 0.01943) (s^2 - 0.9427s + 4.268) / (s^2 + 0.09s + 0.0225) (s^2 + 0.28s + 1.96) | 22.1461 (s+4.5) (s^2 + 0.2081s + 0.3069) (s^2 + 0.6197s + 2.263) / (s+1.138) (s+0.25) (s^2 + 0.28s + 1.96) |

По керуючим сигналам – це матрична передатна функція $\Phi_{11}$, яка представлена у вигляді

$$\Phi_{11} = \Phi_0^{-1} \cdot \Phi_{10} / c, \tag{14}$$

де $c = s^2 + 8.1s + 81$,

$\Phi_0 = diag((s+0.1)(s^2+0.72s+0.64),(s+2.5)(s^2+0.28s+1.96),(s^2+0.28s+1.96),$

$(s^2+0.3923s+0.04467)(s^2+0.72s+1.76),(s^2+0.152s+0.0361),1),$

$\Phi_{10}$ представлена у вигляді таблиці 2.

По збуренню – це добуток передатних функцій $\Phi_{12} \cdot \Phi_{12*}$, який являє матрицю спектральних щільностей збурень перерахованих на вихід БПА

$$\Phi_{12} \cdot \Phi_{12*} = S_0^{-1} \cdot S_{10} \cdot S_{0*}^{-1}, \tag{15}$$

де

$S_0 = diag((s^2+0.812s+4.121),(s^2+0.812s+4.121),(s^2+0.812s+4.121),$

$(s+10.7)(s^2+0.812s+4.121),(s+10.7)(s^2+0.812s+4.121),(s^2+5.384s+45.29),$

а елементи матриці $S_{10}$ зведені у таблицю 3.

**Таблиця 3.** Значень матриці спектральних щільностей $S_{10}$

| | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| -0.65656 (s-0.27) (s+0.27) | : 0.024022 s | 0.1258 (s+0.5) (s+0.27) | -0.59416 (s+0.27) (s^2 - 0.1s + 0.016) | -0.063501 (s-0.27) (s^2+0.396s+0.0596) | 0.0076914 (s+0.27) (s+0.1) |
| -0.024022 s | -0.0040955 (s-0.27) (s+0.27) | -0.014876 (s^2 + 0.19s + 0.0361) | 0.023823 (s+0.27) (s^2 + 0.1s + 0.02) | -0.00092207(s+0.27) (s^2 -0.396s+0.0996) | 0.00076914 (s+0.27) (s+0.1) |
| 0.1258 (s-0.5) (s-0.27) | -0.014876 (s^2 - 0.19s + 0.0361) | -0.1222 (s+0.5) (s-0.5) | 0.016764 (s+0.1) | -0.0030393 (s+0.5) (s-10.7) (s^2 - 0.396s + 0.0996) | 0.0015383 (s+0.5) (s+0.1) |
| 0.59416 (s-0.27) (s^2 + 0.1s + 0.016) | -0.023823 (s-0.27) (s^2 - 0.1s + 0.02) | -0.016764 (s-0.1) | 7.007 (s^2 + 0.1s + 0.016) (s^2 - 0.1s + 0.016) | -0.5028 (s^2 + 0.1s + 0.016) (s^2 - 0.396s + 0.0996) | -0.020477 (s-0.1) (s^2 + 0.1s + 0.016) |
| 0.063501 (s+0.27) (s^2 -0.396s+0.0596) | 0.00092207 (s-0.27) (s^2+0.396s+0.0996) | -0.0030393 (s-0.5) (s+10.7) (s^2 + 0.396s + 0.0996) | -0.5028 (s^2 - 0.1s + 0.016) (s^2 + 0.396s + 0.0996) | 1.453 (s^2 + 0.396s + 0.0996) (s^2 - 0.396s + 0.0996) | -0.14694 (s-0.1) (s^2 + 0.396s + 0.0996) |
| 0.0076914 (s-0.27) (s-0.1) | 0.00076914 (s-0.27) (s-0.1) | 0.0015383 (s-0.5) (s-0.1) | 0.020477 (s+0.1) (s^2 - 0.1s + 0.016) | 0.14694 (s+0.1) (s^2 - 0.396s + 0.0996) | -0.2673 (s+0.1) (s-0.1) |

Аналіз отриманих частотних характеристик автономного рухомого об'єкта у маршовому режимі показав :

- можливість розгляду його як багатовимірного немінімально-фазового динамічного об 'єкта керування, що функціонує в умовах спільної дії випадкових та регулярних корисних сигналів та завад;
- що отримані моделі дозволяють в рамках третього етапу структурної ідентифікації визначити, як систему звичайних диференційних рівнянь, так і матрицю збурень;
- що розділення БПА при проектуванні на автономні канали може призвести до отримання регулятора, що не забезпечить належної стабілізації в розглянутому режимі;
- що нехтування випадковим характером зміни вихідних координат може мати наслідком не вірне визначення балансувальних положень рульових поверхонь БПА, а як наслідок до втрати стійкості замкнутої системи;
- що потужність випадкової завади зосереджена у смузі пропускання апарата, а її характеристики відрізняються від білого шуму;
- модернізація існуючої системи стабілізації його маршового руху повинна здійснюватись засобами динамічного проектування оптимальних систем стабілізації.

**Бібліографічний список**


[1] Лебедев А.А. и др., «Оптимальное управление движением космических аппаратов». - М.: Машиностроение, 1974, 366 с.

[2] Азарсков В.Н., Блохин Л.Н., Житецкий Л.С., «Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации», под ред. Л.Н. Блохина. - К.: НАУ, 2006, 440с.

[3] Фельдбаум А.А., «Основы теории оптимальных систем». - М.: Физматгиз, 1966, 623 с.

[4] Отнес Р., Эноксон Л., «Прикладной анализ временных рядов». - М.: Мир, 1982, 428 с.

[5] Блохін Л.М., Бурiченко М.Ю., «Статистична динаміка систем управління». - К.: НАУ, 2003, 208 с.
[6] Davis M.C., «Factoring the Spectral Matrix», IEEE Trans. Auto. Cont., 1963, AG-8, N 4, P.296-305.
[7] Ларин В.Б., «Обобщенное уравнение Риккати, ортогональные проекторы и факторизация матричных полиномов», Автоматика, 1989, № 6, с. 70-74.

УДК 531.383

# ГІДРОГРАФІЧНИЙ ПРОМІРНИЙ КОМПЛЕКС “ПРОМІР”

Іванов С.В.

ПКТБ „Марінекс”,
м. Київ, Україна

# HYDROGRAPHIC SURVEYING COMPLEX “PROMIR”

Sergey V. Ivanov

LTD “Marinex”,
Kyiv, Ukraine
marinex@inbox.ru

## Вступ

Сучасний розвиток гідрографії характеризується подальшим зростанням вимог к точності гідрографічній інформації як при забезпечені безпеки загального мореплавства, так і при вирішенні задач економічного характеру. Основними критеріями точності гідрографічної зйомки відповідно до міжнародного стандарту S-44 є похибки глибин і їх планового розміщення, а також похибки які утворюються по результатам зйомки карти. Тому важливою є задача проведення точних та достовірних вимірювань глибин.

Для вимірювання глибини, як правило, використовують гідроакустичні пристрої і метод ехолокації [1,2]. У порівняння з іншими відомими методами [1, 2 та інші] перевагою методу ехолокації є відносна простота випромінювачів сигналів та приймальної апаратури. Однак, слід зазначити, що даний метод може давати похибки при проведенні вимірювань. Отже проблема фільтрації даних глибини, отриманих методом ехолокації (виключення недостовірних даних і фільтрація шумів, що накладені на корисний сигнал), є вельми актуальною.

Важливою для складання точної карти є також проблема точного визначення координат точок проміру. Оскільки метод зчислення шляху є дорогим внаслідок необхідності точного визначення координат початкової точки та використання точної інерціальної навігаційної системи для визначення координат наступних точок, то з економічних міркувань доцільно використовувати для визначення координат точок проміру супутникову навігаційну систему і морське диференціальне доповнення [3].

**Метою даної роботи** є представлення використаних при створенні промірного комплексу „Промір” методів навігації та отриманих за їх допомогою результатів, а також вдосконалення алгоритмів фільтрації шумів, виключення аномальних даних та стиснення виміряної інформації.

**Робота комплексу „Промір” у диференціальному режимі на рухомому об’єкті.** Висока точність визначення координат забезпечується складовою частиною комплексу «ПРОМІР» – приймачами супутникових навігаційних сигна-

лів (СНС), які працюють із СНС ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR у диференціальному режимі. Антени супутникових навігаційних систем жорстко закріплені на кінцях забортного пристрою правого та лівого борту (рис.1.).

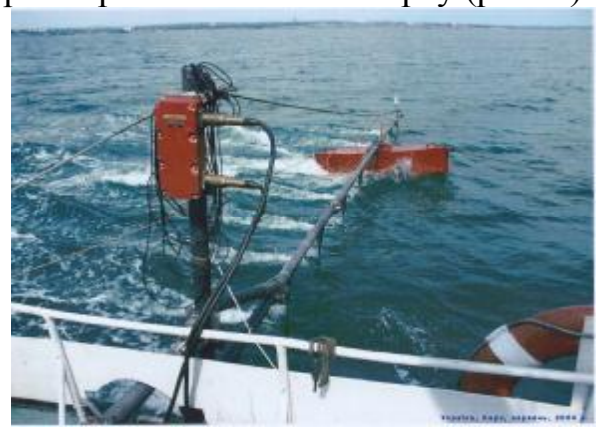


**Рисунок 1.** Забортний пристрій комплексу «ПРОМІР»

Завдяки застосуванню вказаної апаратури і сучасних методів обробки радіосигналів точність визначення координат антен комплексу «ПРОМІР» [3] склала менше 2 м (похибка визначення широти $\Delta\varphi = 0{,}00027'$, довготи $\Delta\lambda = 0{,}00040'$ відносно встановленого опорного пункту) при ймовірності $P = 95\%$.

**Виключення аномальних результатів вимірювань.** Шуми гідродинамічного походження можуть призводити до порушення роботи гідроакустичного пристрою (втрата сигналу і пропуски в результатах вимірювань). Детальний розгляд шумів різного походження з аналізом їх властивостей наведено, зокрема, в [4]. Отже, перш ніж проводити фільтрацію даних, слід виключити аномальні результати вимірювань та, по можливості, відновити вимірювальну інформацію.

Аномальні результати вимірювань можуть мати форму:

- одиночних аномальних відліків;
- пакетів аномальних відліків;
- розривів у послідовності відліків вимірювальної інформації.

Для виявлення та виключення аномальних відліків можливе застосування різноманітних алгоритмів; в комплексі “Промір” для відкидання аномальних даних використовується вдосконалений алгоритм, описаний в [4]. За всіх переваг даного алгоритму він орієнтований на відновлення одновимірного сигналу, а тому не враховує кореляційних зв’язків між відліками по двох координатах. Для комп’ютерної обробки результатів вимірювань глибини доцільно використовувати методи фільтрації двовимірних цифрових сигналів, що застосовуються при цифровій обробці зображень [5, 6], оскільки ці методи враховують наявність кореляційних зв’язків між відліками вимірювальної інформації про глибину по двох координатах та забезпечують зменшення похибок вимірювань.

Зокрема, для виключення аномальних відліків в двовимірному масиві даних про глибину можливе застосування медіанного фільтру [7]. Медіанний фільтр не пропускає імпульсні завади, тривалість яких складає менше половини

ширини вікна фільтра, і тому цілком придатний для виключення одиночних аномальних відліків вимірювальної інформації.

Слід зазначити, що при застосуванні медіанного фільтра необхідно перевіряти кінцевий результат фільтрації, оскільки однією з властивостей медіанного фільтра є можливість придушення корисного сигналу.

Практичне застосування медіанного фільтра вкупі з запропонованим алгоритмом для обробки результатів вимірювань показало ефективність застосування медіанного фільтра при роботі з реально виміряними даними глибини при відкиданні одиночних аномальних відліків.

**Фільтрація шумів у вимірювальній інформації про глибину судноплавних шляхів.** Для зменшення впливу шумів реверберацийного та рефракційного походження, а також білого шуму у вимірювальній інформації про глибину, в [4] запропоновано проводити згладжування відліків за формулою:

$$\overline{d}_i = \begin{cases} d_i, & i = 1\ \grave{a}\acute{a}\hat{i}\ \ N, \\ \dfrac{d_{i-1} + 2d_i + d_{i+1}}{4}, & i = 2 \ldots N-1, \end{cases}$$

де $\overline{d}_i$ – згладжених відліки вимірювальної інформації про глибину, $d_i$ – початкові відліки вимірювальної інформації про глибину, $N$ – загальна кількість відліків.

Розповсюджуючи запропонований метод на випадок двовимірної вимірювальної інформації, приходимо до використання двовимірного усереднюючого фільтра, що замінює значення поточного відліку на середнє значення, обчислене на основі значень 8 сусідніх відліків двовимірного масиву і початкового значення поточного відліку. Крім того, можливе застосування згладжування за формулою, що враховує значення глибини поточного відліку.

Застосування наведених методів фільтрації дозволяє зменшити вплив випадкових шумів на вимірювальну інформацію, не витрачаючи при цьому значних об’ємів пам'яті обчислювального пристрою та забезпечивши обробку вимірювальної інформації в реальному масштабі часу.

**Застосування вейвлетів для фільтрації шумів у вимірювальній інформації про глибину та її стиснення.** Слід зазначити, що видалення білого шуму, а також локальних дефектів сигналу на кшталт викидів та провалів у сигналі можливо провести шляхом застосування вейвлетів. Як відомо, застосування вейвлет - перетворення дозволяє проаналізувати не лише частотний склад сигналу, а й виділити особливості часового розвитку. Таким чином, шляхом вибору вейвлета, методу розрахунку порога фільтрації коефіцієнтів можна виконати як фільтрацію шуму, так і відкидання аномальних даних вимірювань [7].

Шляхом аналізу реально виміряних даних було визначено, що найбільш ефективним при фільтрації даних типової карти фарватеру річки є застосування вейвлета Добеші D4 з “м’якою” границею відкидання коефіцієнтів, оскільки вони дають найменше спотворення сигналу. З точки зору мінімального спотворення сигналу оптимальним є застосування адаптивного порогу на основі алгоритму Штейна незміщеної оцінки або евристичного варіанту порогу по методу Штейна.

На рис. 2 показано сигнал, знятий з датчика глибини №1 ехотрала до та після вейвлет-фільтрації з використанням вейвлета Добеші D4.

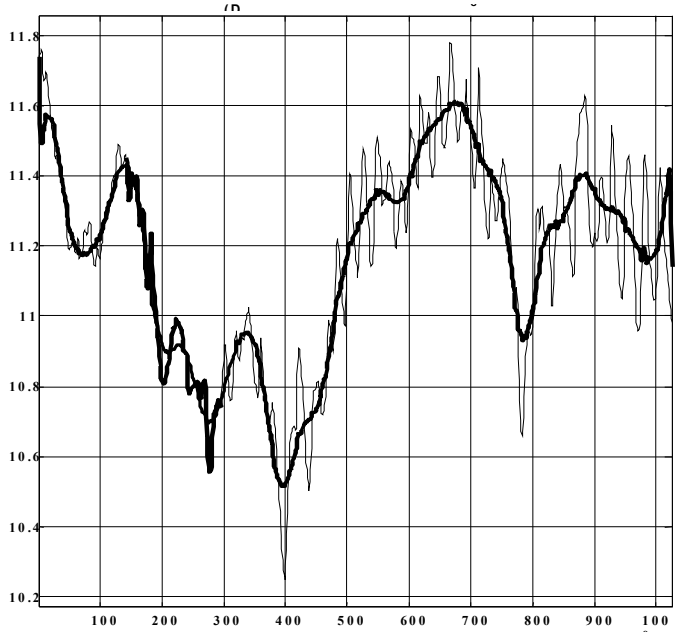



**Рисунок 2.** Сигнал до (тонка лінія) та після (товста лінія) фільтрації з використанням
вейвлета D4.

Із задачею фільтрації двовимірної вимірювальної інформації тісно пов'язана задача її стиснення. Вимірювальна інформацію, представлена в формі цифрових відліків, має значний об'єм. Це призводить до необхідності реєстрації і зберігання великого об'єму цифрової інформації, що небажано з економічних міркувань. Тому важливим є зменшення об'єму вимірювальної інформації шляхом її стиснення.

Застосування стандартних бібліотек стиснення даних (стиснення, заснованого на варіанті алгоритму LZW) дозволяє стиснути вихідні текстові файли комплексу "Промір" в 4-6 раз. Однак при подальшій роботі з цифровими картами в двійковому форматі отримані дані практично не стискаються ні LZW, ні іншими алгоритмами стиснення без втрат (стиснення складає в кращому випадку 10%). Отже, виникає необхідність застосування стиснення зі втратами.

Стиснення зі втратами базується на методах, відомих із теорії інформації і теорії цифрової обробки зображень [5,6]. Ефективне стиснення двовимірної вимірювальної інформації можливе на основі методів, що використовуються для стиснення зображень. Це, наприклад, методи на основі кодування із перетворенням (дискретне косинусне перетворення (JPEG) та wavelet- стиснення), методи стиснення на основі фракталів та ін. Зважаючи на неперіодичний характер даних про глибину та їх формування під дією природних факторів, а також на недопустимість спотворень карти в області дрібних деталей (ці явища характерні для JPEG-стиснення), найбільш ефективними слід вважати методи вейвлет - стиснення та методи на основі фракталів. Застосування вейвлет - стиснення є більш бажаним, оскільки стиснення на основі фракталів є менш ефектив-

ним з точки зору об'єму обчислень і більш складне для реалізації. Для стиснення даних можна застосувати ті ж вейвлети, що і для фільтрації.

## Висновки

В результаті проведених досліджень запропоновано доповнити розроблений раніше алгоритм виключення аномальних відліків вимірювальної інформації, що виникли в результаті дії шумів, медіанним фільтром. Крім того, вдосконалено запропонований в [4] алгоритм згладжування сигналу, розповсюдивши його на двовимірний випадок.

Проведені дослідження показали ефективність застосування для фільтрації виміряних даних вейвлета Добеші D4 з "м'якою" границею відкидання коефіцієнтів.

Запропоновані методи дозволили значно покращити якість фільтрації вимірювальної інформації про глибину, отриманої за допомогою гідроакустичних пристроїв. Предметом подальших досліджень може бути автоматизація процесу налаштовування параметрів алгоритмів фільтрації в процесі проведення зйомки глибин "на льоту", а також подальше дослідження ефективності вейвлетів для забезпечення ефективного стиснення виміряних даних з мінімальними спотвореннями.

## Бібліографічний список


[1] Корякін А., Іванов С. «Деякі питання створення навігаційного комплексу для промірних робіт і площинних зйомок», Вісник Держгідрографії, 2003, № 3, с. 2 – 3.

[2] Н.Ф. Голодов, С.В. Иванов и др. «Вопросы создания навигационного комплекса по проведению промерных работ и площадных съемок Черного и Азовского морей», Сборник докладов IV Международной научно-технической конференции «Гиротехнология, Навигация, Управление движением и конструирование авиционно-космической техники». К.: НТУУ «КПИ», 2003, с. 241-243.

[3] Іванов С. В. та ін. Деклараційний патент України на корисну модель № 3936, Гідрографічний промірний комплекс.

[4] Іванов С. В. та ін., «Цифрова обробка даних глибини при проведенні зйомки акваторій судноплавних шляхів», Вісник ЖДТУ. Технічні науки, 2006, №2(37), с.61-65.

[5] Даджион Д., Мерсеро Р., «Цифровая обработка многомерных сигналов». – М.: Мир, 1988, 488 с.

[6] Прэтт У. «Цифровая обработка изображений», Мир, 1982, 792 с.

[7] Столниц Э., Де Роуз Т., Салезин Д., «Вейвлеты в компьютерной графике. Теория и приложения», РХД, 2002.

УДК 528

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СНИМКОВ СО СПУТНИКОВ TERRA И AQUA ДЛЯ РЕШЕНИЯ АКТУАЛЬНЫХ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ

Ю. С. Долинец[1], Д. К. Мозговой[2]

[1]Национальный центр аэрокосмического образования молодежи Украины
г. Днепропетровск, Украина,
[2]Государственное предприятие «Днепрокосмос»
г. Днепропетровск, Украина,

# USE OF IMAGES FROM TERRA AND AQUA SATELLITES FOR THE DECISION OF ACTUAL APPLIED TASKS

J.S. Dolinets[1], D.K.Mozgovoy[2]

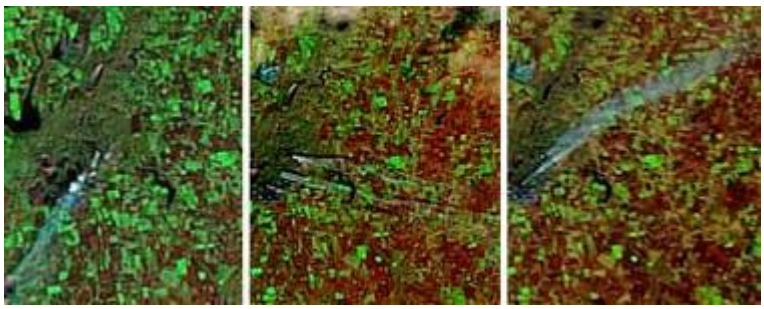
[1] National aerospace educational center of Ukrainian youth
dolinets@mail.ru
[2]State Company “Dniprokosmos”
dm@dniprokosmos.dp.ua

Спутниковая съемка является наиболее эффективным способом получения пространственных данных для различных целей благодаря как сочетанию таких достоинств, как достоверность, обзорность, детальность, оперативность, доступность, многодисциплинарность и экономическая эффективность, так и развитию программ по обработке данных ДЗЗ (ENVI, ERDAS, ArcGIS и др.).

Среди большого количества спутников ДЗЗ можно выделить американские спутники Terra и Aqua, которые обеспечивают ежедневное двукратное покрытие всей территории Украины и дают возможность бесплатно принимать данные прибора MODIS с пространственным разрешением 250 м. Кроме того, спутник Terra имеет прибор ASTER с пространственным разрешением 15 м, данные которого предоставляются на платной основе. В ГП «Днепрокосмос» ведется архив снимков MODIS по всей территории Украины с 2005 г по настоящее время, а также имеются снимки ASTER по отдельным территориям.

Снимки спутников Terra и Aqua могут быть использованы для решения широкого спектра прикладных задач, актуальных для Украины. Ниже приведены примеры некоторых задач, использующих данные MODIS ASTER.

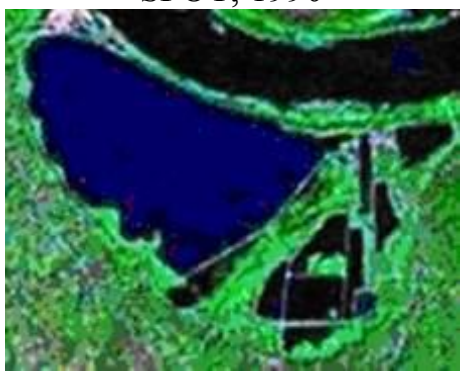
***Экологический мониторинг:*** контроль загрязнения атмосферы (рис. 1), наблюдение зон радиационного заражения, мониторинг отстойников (рис. 2), мониторинг карьеров, отвалов и рекультивированных земель.



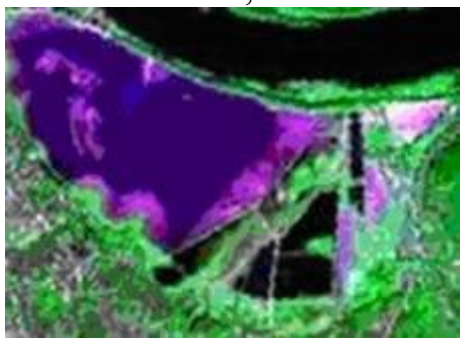
MODIS, 21.12.2006 MODIS, 30.12.200 MODIS, 31.12.2006

**Рисунок 1.** Выбросы в атмосферу предприятиями Криворожского ГОКа

SPOT, 1990



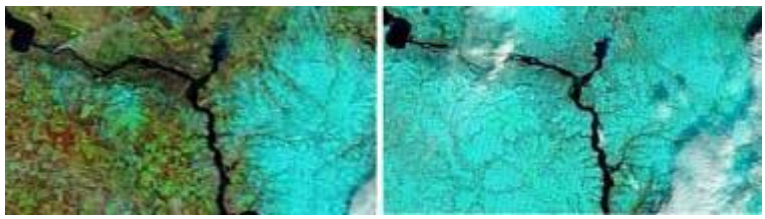
Landsat, 2000



Terra (ASTER), 2003

**Рисунок 2.** Мониторинг отстойников под Днепродзержинском

***Прогноз и контроль чрезвычайных ситуаций:*** штормовые и грозовые предупреждения, динамика изменения снежного покрова (рис. 3), прогноз и мониторинг паводков (рис. 4), обнаружение лесных и степных пожаров (рис. 5), контроль ледовой обстановки (рис. 6), оценка последствий ЧС.



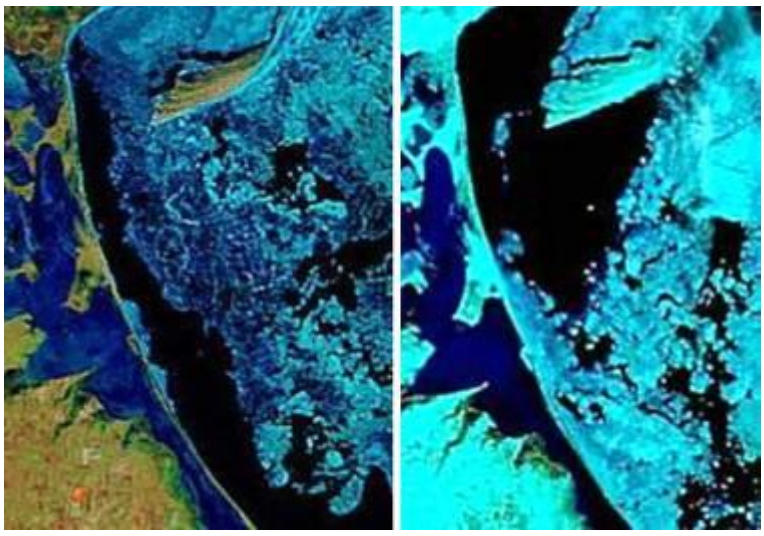
Terra (MODIS), 31.12.2006  Terra (MODIS), 01.01.2007

**Рисунок 3.** Динамика изменения снежного покрова (Днепропетровский р-н)

03.04.2006  08.04.2006  22.04.2006  28.04.2006

**Рисунок 4.** Паводки в Волынской области (спутник Terra, прибор MODIS)

**Рисунок 5.** Степные пожары в Днепропетровской области 26.09.2006 (MODIS)



Terra (MODIS), 03.03.2006  Terra (MODIS), 10.03.2006

**Рисунок 6.** Контроль ледовой обстановки в Азовском море

***Агромониторинг:*** классификация сельхозкультур (рис. 7), контроль состояния посевов озимых (рис. 8), определение площади посевов, создание планов фермерских хозяйств, контроль севооборота и землеобработки.

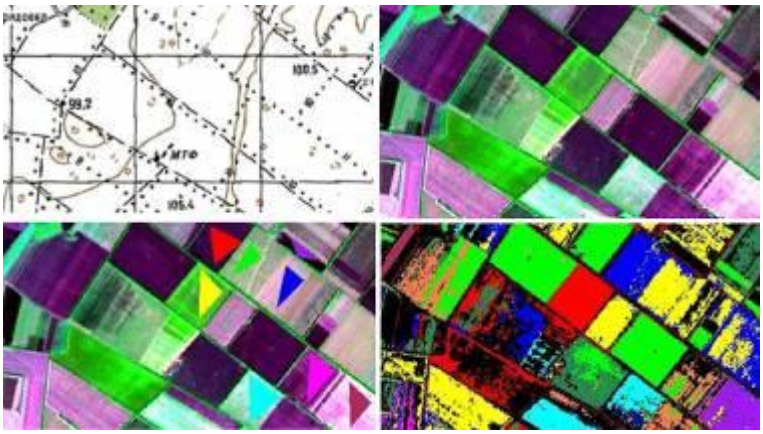


**Рисунок 7.** Классификация сельхозкультур, Terra (ASTER), 24.09.2003

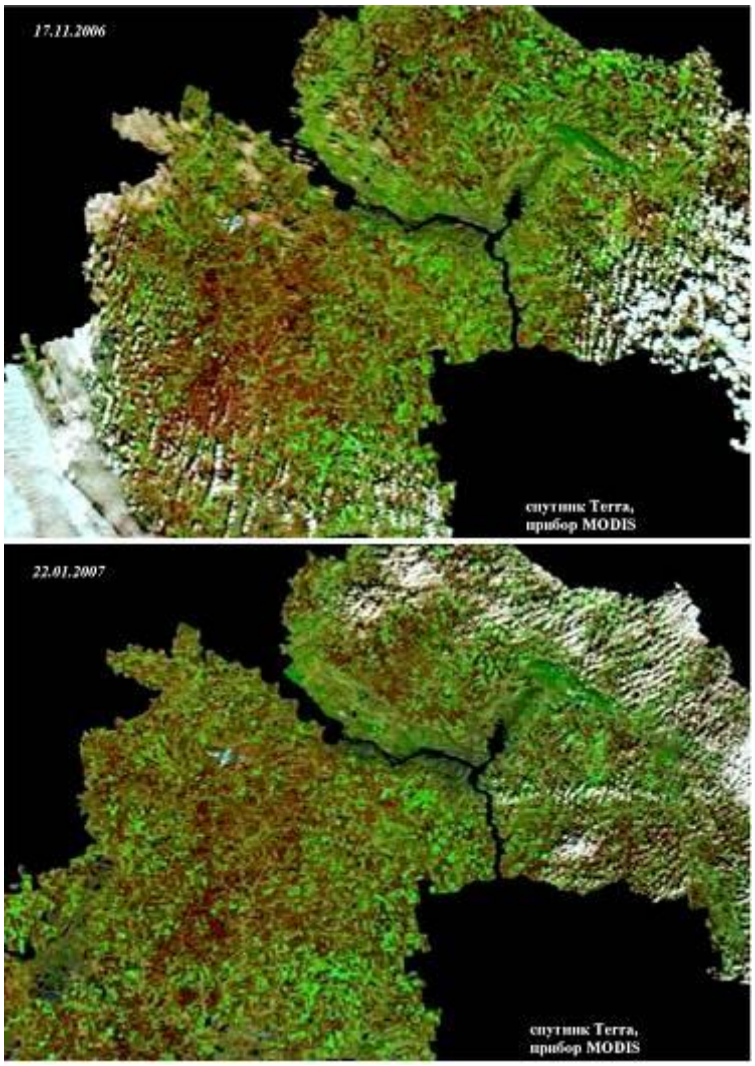



**Рисунок 8.** Состояние посевов озимых по Днепропетровской области

***Контроль лесных ресурсов:*** определение площади лесных массивов; классификация видового состава лесов; выявление вырубок и гарей (рис. 9).

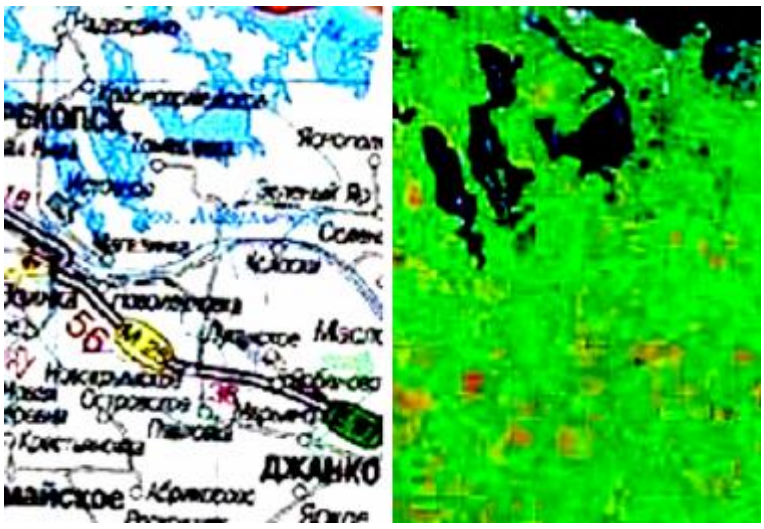
Карта М1:100000, 1989 SPOT, 1990 Terra (ASTER), 2003

**Рисунок 9.** Выявление участков вырубок в лесопосадках

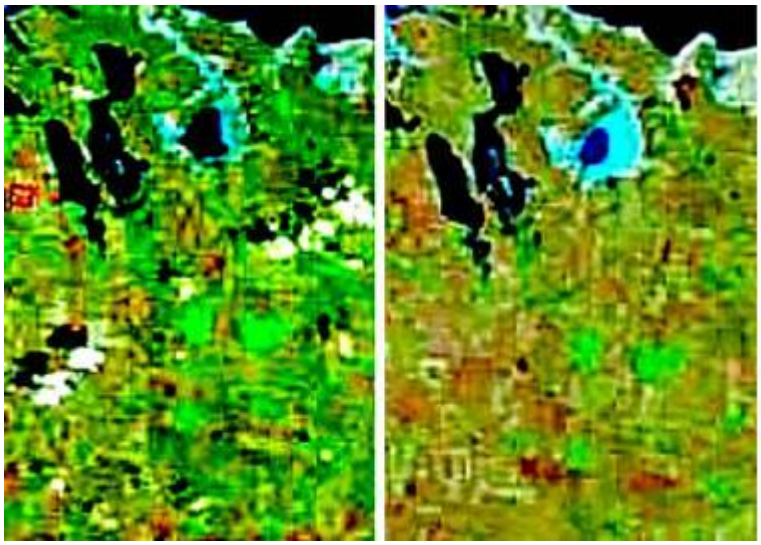
***Контроль водных ресурсов:*** выявление загрязнения водоемов (рис. 10); мониторинг пересыхающих водоемов (рис. 11), контроль морских акваторий.

Карта М1:100000, 1989 SPOT, 1990 Terra (ASTER), 2003

**Рисунок 10.** Днепродзержинское водохранилище в период цветения воды




03.04.2006 08.04.2006

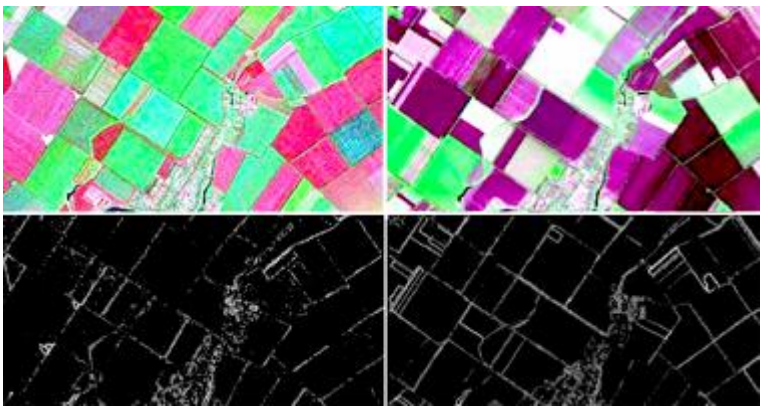


22.04.2006 28.04.2006

**Рисунок 11.** Сезонные пересыхания лиманов в Крыму

***Кадастр и землепользование:*** учет культивируемых земель; определение границ и площадей участков; обновление кадастровых планов (рис. 12).

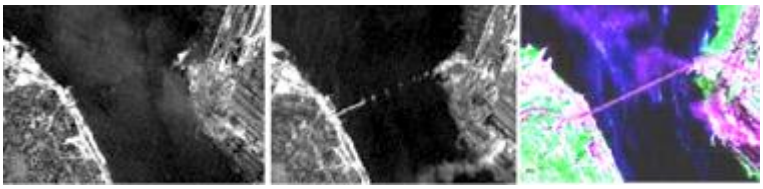
***Мониторинг состояния почвы:*** определение состава и состояния грунтов; выявление эрозии и смывов плодородных почв; контроль изменений овражно-балочной сети, оценка солености и влажности почв.



Landsat (ETM), 2000 Terra (ASTER), 2003

**Рисунок 12.** Обновление планов сельхозугодий в Солоняском районе

***Муниципальное управление:*** выявление временных изменений городских территорий (рис. 13); оценка динамики застройки (рис. 14); определение площади зеленых насаждений; создание 3-D моделей местности.



SPOT, 1988 SPOT, 1990 Terra (ASTER), 2003

**Рисунок 13.** Динамика строительства моста в Приднепровске

Карта М1:100000,1989 SPOT, 1990 Terra (ASTER), 2003

**Рисунок 14.** Строительство жилых массивов в Днепродзержинске

***Национальная безопасность:*** мониторинг пограничных территорий; контроль демаркационных зон; обновление топографических карт; выявление незаконных посевов, мониторинг труднодоступных мест.

В НЦАОМУ с 2005 г проводится обучение студентов старших курсов физико-технического факультета ДНУ по курсу «Обработка и использование спутниковых снимков» с привлечением специалистов ГП «Днепрокосмос».

УДК 517.9

# ПРИМЕНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ ПОИСКА В ПРОСТРАНСТВЕ СОСТОЯНИЙ К ОПТИМАЛЬНОМУ УПРАВЛЕНИЮ

В. А. Апостолюк

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
г. Киев, Украина

# APPLICATION OF STATE SPACE SEARCH ALGORITHMS TO OPTIMAL CONTROL

V. Apostolyuk

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine
apostolyuk@astrise.com

## Introduction

State space search is usually used in the field of artificial intelligence, in which successive states of an instance are considered, with the goal of finding a path to some desired state. Many different searching algorithms were also developed for the connected graphs or trees traversing [1-3]. Application of such algorithms to continuous state-space is somewhat difficult since it leads to the potentially infinite number of possible states after space partitioning on one hand, or loss of the accuracy on the other. At the same time solving optimal control problems with the existing algorithms often considered to be impractical due to the exponential growth of the states to be analysed. This paper addresses the mentioned above problems as well as other important aspects of solving the optimal control problems.

## Optimal control problem

Formulation of general optimal control problem is well known [4] 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 $\vec{x}(t) = \{x_1(t),...,x_n(t)\}$ 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 $\vec{u}(t) = \{u_1(t),...,u_m(t)\}$. 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 $|u_i| \le 1$, $i = 1,...,m$. Such controls are deemed admissible in terms of the considered algorithms.

We shall study systems whose behaviour can be modelled by the most general state transfer function $F$ that calculates state of the system given its current state and control vectors:

$$\vec{x}(t+\Delta t) = F\big(\vec{x}(t),\vec{u}(t)\big). \tag{1}$$

Function $F$ here is assumed to be defined for all $\vec{x} \in X$ and all admissible $\vec{u}$.

This approach to system representation significantly expands number of systems that could be successfully controlled compared to the conventional systems representation via systems of either ordinary or non-linear differential equations.

We now wish to control the system from the initial state $\vec{x}(t_0)$ to the given final state $\vec{x}(t_d)$. It is also could be done in such a way that some cost functional

$$J = \int_{t_0}^{t_1} f_0\big(\vec{x}(t),\vec{u}(t)\big)dt \tag{2}$$

is minimized. We are, of course, assuming that there are admissible controls that transfer the system from $\vec{x}(t_0)$ to $\vec{x}(t_d)$ and we are looking amongst this subset of admissible controls for a control that minimizes $J$.

In order to apply inherently discrete state-space traversal algorithms to this problem it is necessary to introduce certain level of discretization to the optimal control problem formulation.

**System state transition**

Let us assume that every component of the control vector $\vec{u}(t) = \{u_1(t),...,u_m(t)\}$ can take a value only from the given fixed set of possible values: $u_i(t) \in \{u_1^*,...,u_p^*\}$. In this case control vector $\vec{u}(t)$ has $s = m^p$ different possible fixed values $\vec{u}(t) \in \vec{u}_1^*,...,\vec{u}_s^*$. Application of the control $\vec{u}_i = \vec{u}(t_i)$ to the system at the current state $\vec{x}_i = \vec{x}(t_i)$ can result therefore in $s$ new states at the next moment of time $t_{i+1} = t_i + \Delta t$. In terms of the optimal control problem formulated earlier we are searching for the finite sequence of $q$ control inputs $\vec{u}_i(t) \in \{\vec{u}_1^*,...,\vec{u}_s^*\}$ that transfers the system from its initial state $\vec{x}_0$ to the desired state $\vec{x}_d$.

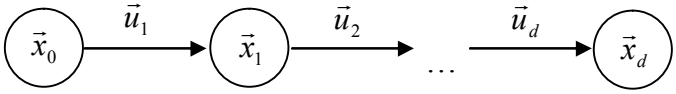



**Figure 1**. System state transition

Each of the control $\vec{u}_i$ is assumed to be acting on the system and remained constant within the time interval $\Delta t$. Such a limitation causes the found solution to be a suboptimal rather than optimal, to which it tends when $\Delta t \to 0$.

**State-space search algorithm**

As a framework and a starting point for the further development the A-Star algorithm is used [2], which could be considered as a modification to the well known Dijkstra's connected graph traversing algorithm [1]. The proposed modification of these algorithms, which is used for control searching, is shown in the Table 1.

**Table 1**. Listing of the algorithm framework

```
01  function FindControl : Boolean;
02  var
03       x      : state;
04       x'     : state;
05       Open   : priorityqueue;
06       Closed : list;
07  begin
08       push x0 on Open
09       while Open is not empty do begin
10            pop state x from Open
11            if Equal( x, goal ) then begin
12               produce control to x;
13               result := true;
14               exit;
15            end;
16            for each successor x' of x do begin
17                if Constrained( x' ) then continue;
18                NewCost := x.cost + Cost( x, x' );
19                if (x' is in Open or Closed)
20                    and x'.cost <= NewCost then continue;
21                x'.cost := NewCost;
22                x'.Score := Score( x' );
23                if x' is in Closed then remove x' from Closed;
24                if x' is not in Open then push x' on Open;
25            end;
26            push x on Closed
27       end;
28       result := false;
29  end
```

Here the variable x holds the current state $\vec{x}_i$ of the system as well as the control that leads to this state, successor states x′ are the system states $\vec{x}_{i+1}$ that were produced by applying different controls from the given set $\{\vec{u}_1^*,...,\vec{u}_s^*\}$ to the shown above system (1).

There are four functions in the algorithm that completely define its operation: "Equal", "Constrained", "Cost", and "Score".

The "Equal" function compares the two given states and returns True if these states appear to be the same based on the chosen criteria. The simplest criteria would be to compare the Euclidean distance between the two states with some threshold function

$$\left|\vec{x}_i - \vec{x}_j\right| \le D(\vec{x}_i, \vec{x}_j)\,. \tag{3}$$

Here the threshold function $D(\vec{x}_i, \vec{x}_j)$ could be simply related to the constant acceptable error of control, or could also depend on either one or both of the compared states. Alternatively, the criteria could be based on the states vectors element comparison. One should note that this function is also heavily used to find the given state in the lists of closed and open states.

The "Constrained" function is used to check any state against known constraints. It returns True if the state falls under any of the constraints in the system. There is no required special form whatsoever, to which constraints should be limited in such an algorithm. The "Cost" function implements calculation of the cost functional (2).

Finally, the "Score" function must provide the criteria for prioritizing states in the "Open" priority queue. In the classical A-Star algorithm this function returns sum of the cost $C(\vec{x}_0, \vec{x}_i)$ to the given state and some heuristic evaluation of the cost from the given state $\vec{x}_i$ to the goal state $\vec{x}_d$:

$$S^*(\vec{x}_i) = C(\vec{x}_0, \vec{x}_i) + H(\vec{x}_i, \vec{x}_d)\,. \tag{4}$$

Another useful criterion that can be used to prioritize states in the queue is the angle between the following two vectors: vector from the previous state to the current state, and vector from the previous state to the goal state. This criterion is calculated as

$$A(\vec{x}_i) = 1 - \frac{(\vec{x}_i - \vec{x}_{i-1})(\vec{x}_d - \vec{x}_{i-1})}{\left|\vec{x}_i - \vec{x}_{i-1}\right|\left|\vec{x}_d - \vec{x}_{i-1}\right|}\,. \tag{5}$$

Additional scoring functions $S(\vec{x}_i)$ can be derived combining criteria (4) and (5):

$$S(\vec{x}_i) = S^*(\vec{x}_i) \cdot A(\vec{x}_i)\,, \tag{6}$$

$$S(\vec{x}_i) = S^*(\vec{x}_i) + A(\vec{x}_i)\,. \tag{7}$$

All of these scoring functions (4)-(7) can now be evaluated in terms of solving the optimal control problem.

## Algorithm testing

The testing case is the control of a linear system that is defined by simple ordinary differential equations

$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix} X \\ V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -0.5 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} X \\ V \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U\,, \tag{8}$$

from the state $\vec{x}_0 = \{1,1\}$ to the state $\vec{x}_d = \{0,0\}$ with respect to either minimal time or minimal distance in the state-space. The system (8) will be controlled with and without presence of constraints. The controls are allowed to have only three admissible values [-1, 0, 1], and the control introduction time step is 0.25s. Algorithm is tested on Athlon64-3000 CPU with 1GB memory. For the given conditions the algorithm testing results are presented in the Table 2.

The best found trajectories in state-space along with its control functions are presented in the following figures 2-5.

**Table 2**. Algorithm testing results

| Scoring function | States | Solution time [s] | Distance | States | Solution time [s] | Time [s] |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | *Distance (Fig. 2)* | | | *Time (Fig. 4)* | | |
| (4) – S* | 3890 | 5.951 | 3.008 | *3000* | *1.984* | *3.25* |
| (5) – A | **251** | **0.031** | **3.008** | 304 | 0.044 | 11.25 |
| (6) – A·S* | 341 | 0.036 | 3.008 | 353 | 0.051 | 11.25 |
| (7) – A+S* | 1683 | 0.697 | 3.279 | **1368** | **0.430** | **4** |
| | *Distance with constraints (Fig. 3)* | | | *Time with constraints (Fig. 5)* | | |
| (4) – S* | 6642 | 14.672 | 4.48 | *5694* | *8.661* | *4.5* |
| (5) – A | **366** | **0.054** | **4.45** | 370 | 0.054 | 10.75 |
| (6) – A·S* | 357 | 0.040 | 4.45 | 378 | 0.047 | 10.75 |
| (7) – A+S* | 2099 | 1.138 | 4.48 | **3011** | **2.144** | **4.75** |

Analysis of the obtained results shows that the best results in solving minimal distance problem are achieved with the directional scoring function (5). Although the function (4) delivers the most optimal control solution, while solving the minimal time problem, its performance is not acceptable for the on-line applications.

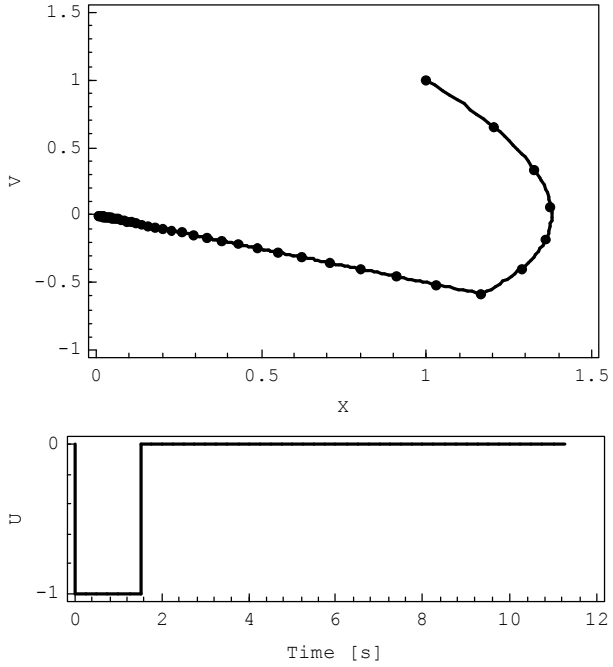



**Figure 2**. Minimal distance solution

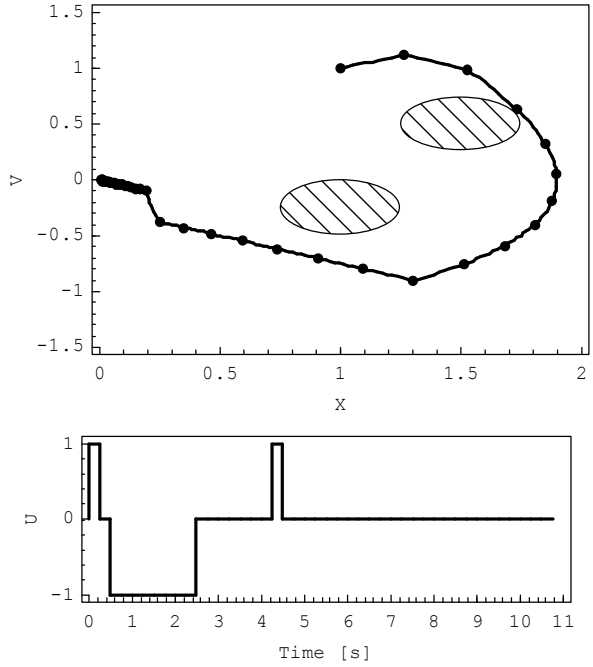



**Figure 3**. Distance with constraints solution

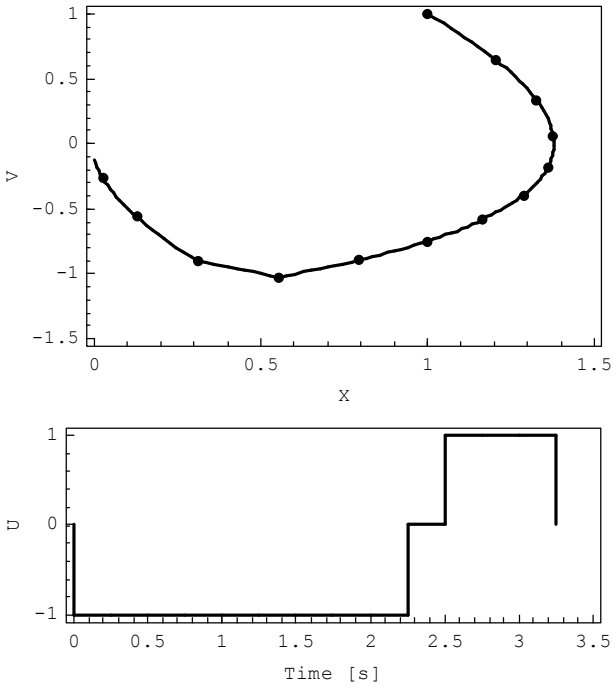



**Figure 4**. Minimal time solution

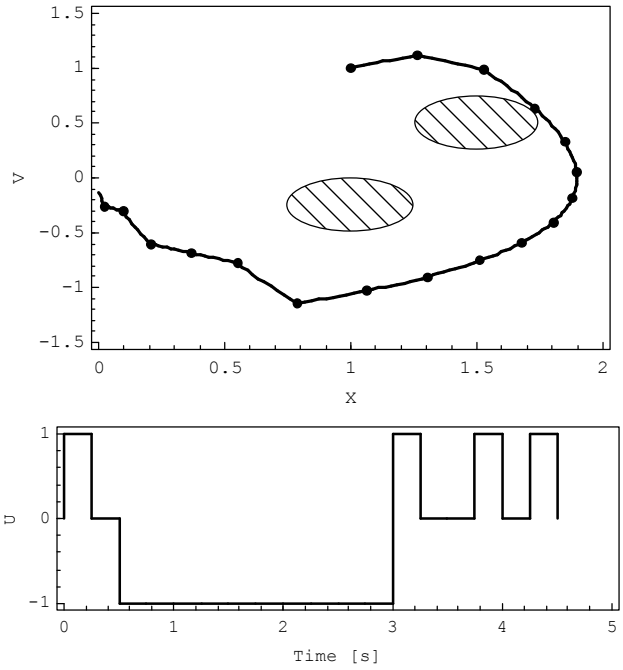



**Figure 5**. Time with constraints solution

However, the scoring function (7) delivers near-optimal solutions but in 4-5 times faster. Needless to say that the tested above scoring functions do not cover all of the possibilities and certainly may require further developments with respect to the different optimization criteria.

One should also note that the directional scoring (5) delivers the optimal solution at about 200 times faster than the conventional A-Star scoring (4). Such an improvement allows this modification to be used in on-line control application as well. Execution time of the algorithm is approximately linearly related to the square of traversed states number. This dependence is shown in the figure 6. If the algorithm is intended for on-line applications, the problem of reducing the states number without loss of accuracy is the most crucial problem to be addressed.

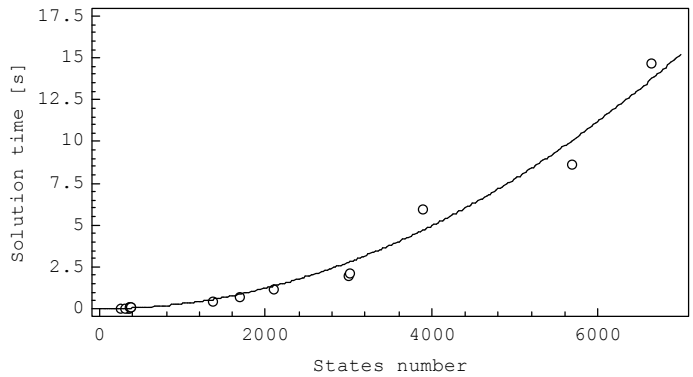



**Figure 6**. Quadratic execution time of the algorithm

## Conclusions

Investigated algorithms allow sophisticated and highly flexible control system to be developed for the wide range of different systems. Solely by its nature the presented here approach delivers the following benefits as compared to the conventional optimal control methods:

- Non-analytical system representation (state transfer function instead of differential equations).
- Straightforward dealing with arbitrary constraints and optimization criteria.
- Both optimal control and trajectory planning problems are solved simultaneously.
- Insensitivity to unpredictable drift of system parameters.
- Simple and easy to implement algorithm structure.

Nevertheless, the vast amount of problems is still there, including the further improvement of scoring functions for the specific optimisation criteria.

## References


[1] Dijkstra E. W., "A note on two problems in connexion with graphs", Numerische Mathematik, 1 (1959), p. 269–271.

[2] Nilsson N. J., "Problem solving methods in artificial intelligence", McGraw Hill, 1971.

[3] S. Koenig, M. Likhachev "Real-Time Adaptive A*", Proceedings of the International Joint Conference on Autonomous Agents and Multiagent Systems (AAMAS), 2006, p. 281-288.

[4] Pinch E.R., "Optimal Control and the Calculus of Variations", Oxford University Press, 1993.

УДК 629.7

# ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ

В.А. Апостолюк, О.П. Басанец, Е.И. Кривенко

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
г. Киев, Украина

# INVESTIGATION OF AN AIRCRAFT LONGITUDINAL MOTION FUZZY CONTROL SYSTEM

V. Apostolyuk, O. Basanets, H. Krivenko

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine
apostolyuk@cisavd.ntu-kpi.kiev.ua

## Введение

В настоящее время активно ведутся разработки по проектированию нечетких систем управления, как пилотируемыми, так и беспилотными летательными аппаратами (ЛА) [1, 2]. С помощью нечеткой логики могут успешно решаться задачи как стратегического и тактического уровней, так и исполнительного уровня [3]. Нечеткие регуляторы успешно сочетают в себе простоту разработки, универсальность применения и значительную устойчивость к изменению как параметров объекта управления, так и параметров системы в целом [4, 5]. В данной работе проводится исследование нечеткой системы управления продольным движением самолета, работающей на исполнительном уровне.

## Схема моделирования продольного движения самолета

Схема численного моделирования нечеткой системы управления продольным движением самолета показана на рисунке 1.

Моделирование системы проводилось в середе Simulink пакета Matlab с использованием блоков библиотеки Aerospace Blockset. Система состоит из блока динамики самолета и из блоков формирования нормированной ошибки по скорости и высоте, а также нечеткого регулятора.

Динамика самолета при его продольном движении описывается в системе следующими дифференциальными уравнениями:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \dfrac{F_x + P}{m} + \omega\dot{y} - g\sin\theta, \\ \ddot{y} = \dfrac{F_y}{m} - \dot{\theta}\dot{x} - g\cos\theta, \\ \ddot{\theta} = \dfrac{M_z}{I_z}, \end{cases} \tag{1}$$

Здесь $x$ и $y$ – координаты центра масс ЛА в неподвижной системе координат, $\theta$ – угол тангажа, $F_x$ и $F_y$ проекции суммы всех аэродинамических сил на соответствующие оси связанной системы координат, а $M_z$ – суммарный момент всех внешних сил и $I_z$ – соответствующий ему момент инерции ЛА, $P = P(H, M)$ – тяга двигателя, как функция высоты полета и числа Маха.

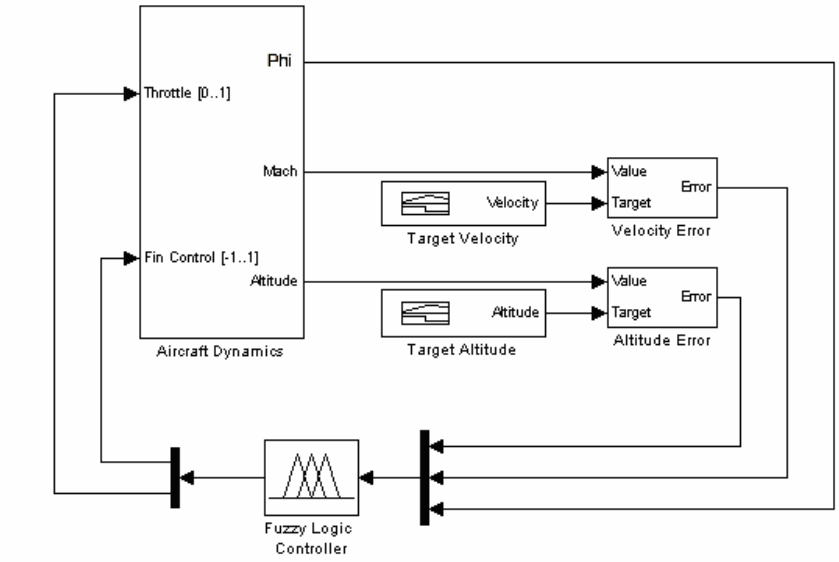



**Рисунок 1**. Общий вид системы с нечетким регулятором

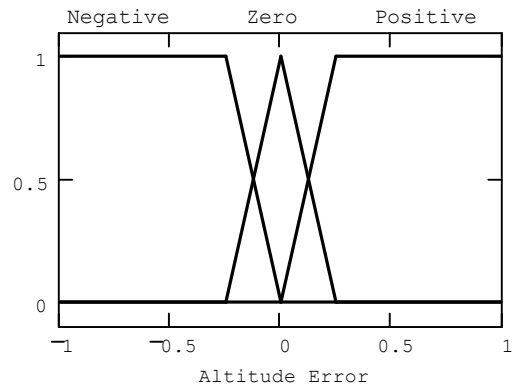
## Синтез нечеткого регулятора

При управлении продольным движением самолета нечеткий регулятор (НР) в данной случае осуществляет стабилизацию высоты и скорости полета по требуемым заданным величинам. С целью минимизации числа продукционных правил предлагается использовать в качестве входов НР следующие величины в безразмерном виде: ошибку по высоте, ошибку по скорости (заданную в числах Маха), а также угол наклона траектории самолета. На основе продукционных правил НР вырабатывает два нормированных управляющих сигнала – угол отклонения руля высоты (от -1 до 1) и величина тяги двигателя (от 0 до 1). Продукционные правила для нечеткого вывода по методу Мамдани приведены в таблице 1. В продукционных правилах Phi – угол наклона траектории.

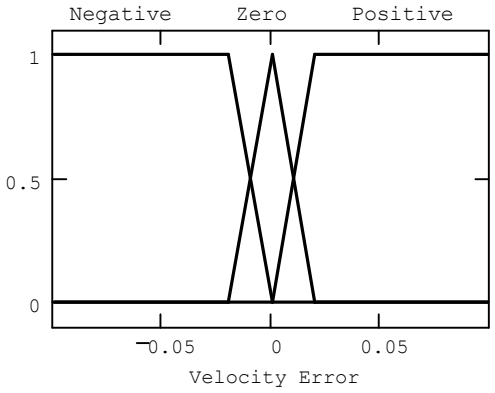
**Таблица 1**. Продукционные правила нечеткого регулятора

```
01 if(VelocityError is Zero)and(Phi is Zero)then(Throttle is Norm)
   02 if(VelocityError is Neg)and(Phi is Neg)then(Throttle is Norm)
03 if(VelocityError is Neg)and(Phi is Pos)then(Throttle is High)
04 if(VelocityError is Pos)and(Phi is Pos)then(Throttle is Norm)
05 if(VelocityError is Pos)and(Phi is Neg)then(Throttle is Low)
06 if(AltitudeError is Zero)and(Phi is Zero)then(FinCtrl is Zero)
07 if(AltitudeError is Neg)and(Phi is Neg)then(FinCtrl is Neg)
08 if(AltitudeError is Neg)and(Phi is Pos)then(FinCtrl is Zero)
09 if(AltitudeError is Pos)and(Phi is Neg)then(FinCtrl is Zero)
10 if(AltitudeError is Pos)and(Phi is Pos)then(FinCtrl is Pos)
11 if(AltitudeError is Neg)and(Phi is Zero)then(FinCtrl is Neg)
12 if(AltitudeError is Pos)and(Phi is Zero)then(FinCtrl is Pos)
13 if(VelocityError is Neg)and(Phi is Zero)then(Throttle is High)
14 if(VelocityError is Pos)and(Phi is Zero)then(Throttle is Low)
15 if(AltitudeError is Zero)and(Phi is Neg)then(FinCtrl is Neg)
16 if(AltitudeError is Zero)and(Phi is Pos)then(FinCtrl is Pos)
```

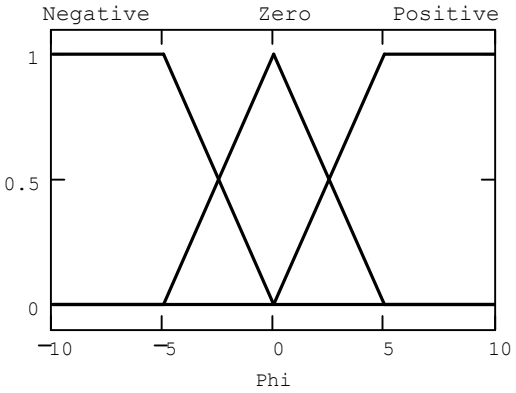
Функции принадлежности нечетких переменных, соответствующие входным величинам имеют вид, приведенный на рис. 2. А нечеткие переменные выходных управляющих воздействий приведены на рис. 3.




а)

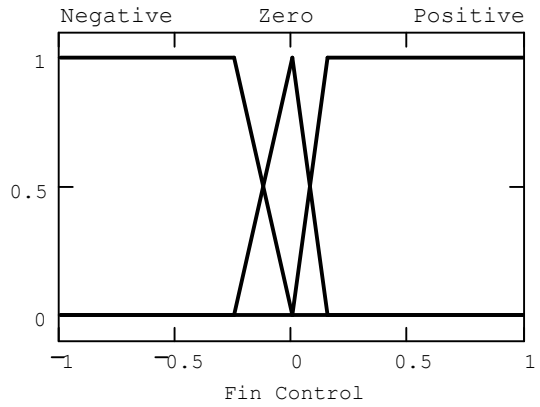



б)

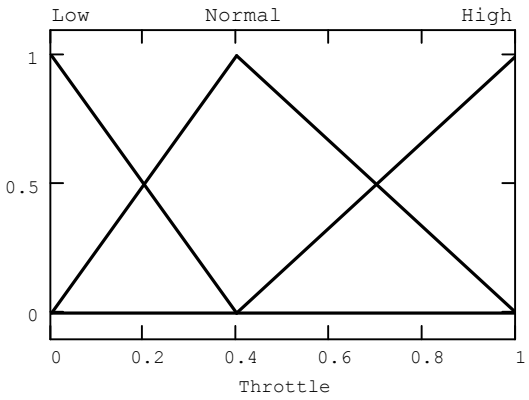



в)

**Рисунок 2**. Нечеткие переменные входных величин нечеткого регулятора: а) ошибка по высоте; б) ошибка по скорости; в) угол наклона траектории.




а)




б)

**Рисунок 3**. Нечеткие переменные выходных величин нечеткого регулятора: а) отклонение рулей высоты; б) управление тягой.

**Моделирование работы системы**

Численное моделирование работы системы было проведено для заданной высоты полета в 1000 м и скорости 0.5 Маха, а также при ступенчатом изменении заданной высоты на 300 м. В качестве параметров самолета были использованы характеристики реактивного истребителя ВВС США F-15. Результаты моделирования для постоянной высоты приведены на рисунках 4 и 5.

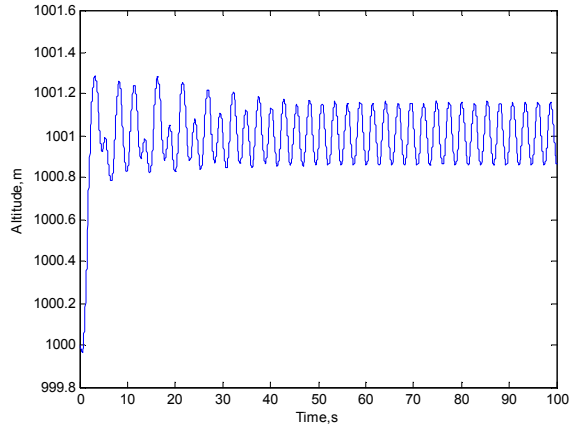



**Рисунок 4**. Постоянная высота полета

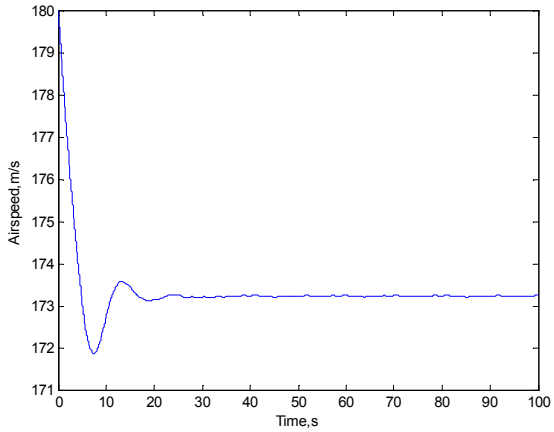



**Рисунок 5**. Скорость полета

Для случая ступенчатого изменения высоты в процессе полета (подъем на высоту 1300м на 30 секунде и спуск на высоту 1000м на 60 секунде) получены результаты, показанные на рисунках 6 и 7.

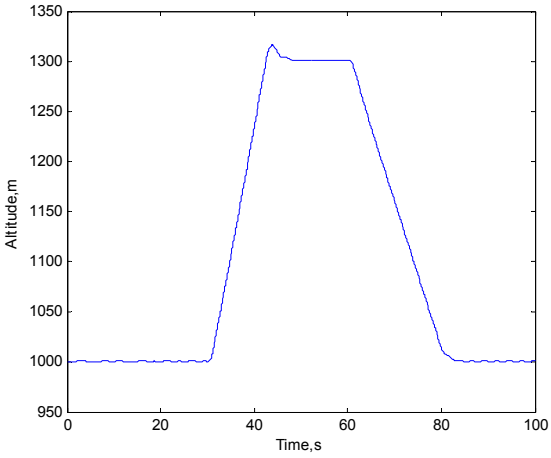



**Рисунок 6**. Изменение высоты полета

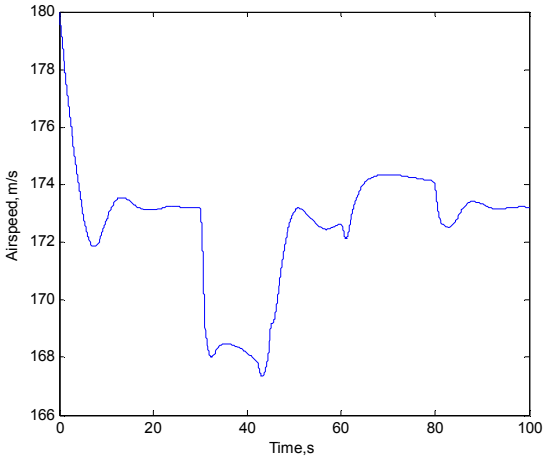



**Рисунок 7**. Стабилизация скорости полета

**Работа системы при изменении параметров**

Помимо моделирования работы системы в штатных режимах, рассмотренных выше, были также исследованы ее погрешности, вызванные и изменениями инерционных характеристик самолета, а также силы тяги двигателей (рис. 8 и 9).

Кроме этого, для случая ступенчатого изменения требуемой высоты полета, зависимость времени переходного процесса и перерегулирования от изменения массы показаны на рисунках 10 и 11.

Графики изменения времени установившегося процесса и перерегулирования от изменения силы тяги показаны на рисунках 12 и 13.

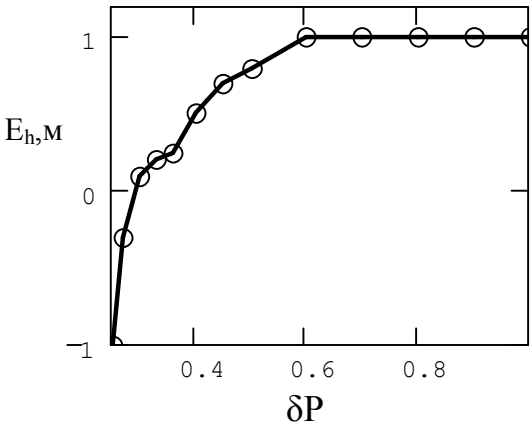



**Рисунок 8**. Ошибка по высоте, как функция изменения силы тяги

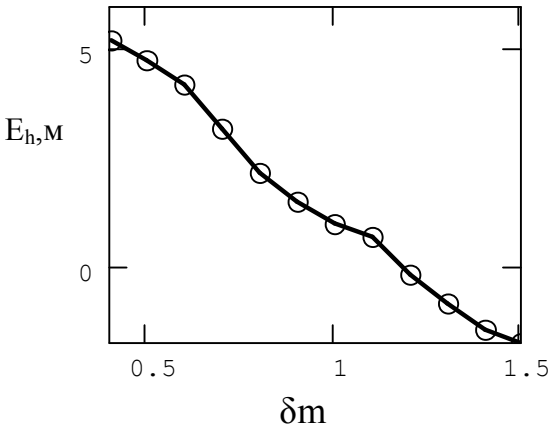



**Рисунок 9**. Зависимости ошибки стабилизации по высоте от изменения массы

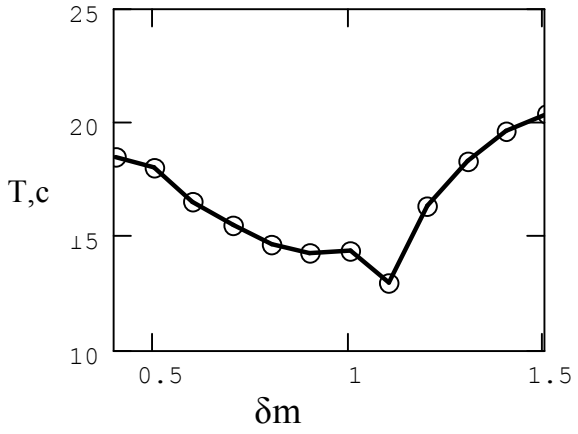



**Рисунок 10**. Изменение времени переходного процесса от изменения массы

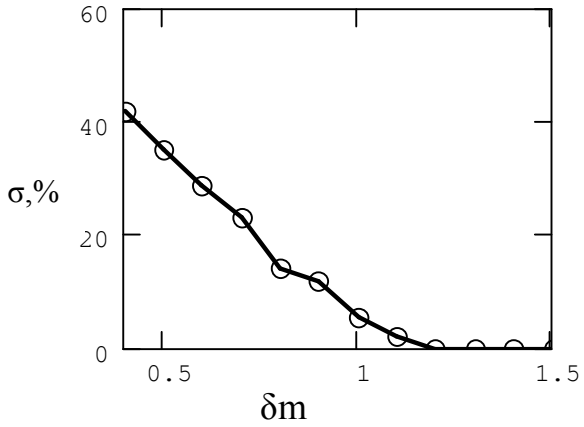



**Рисунок 11**. Изменение перерегулирования от изменения массы

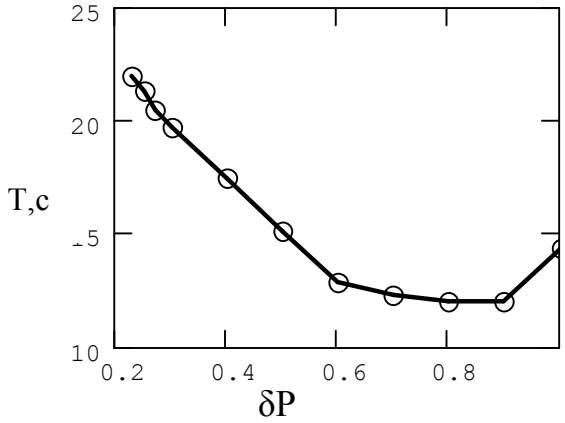



**Рисунок 12**. Время переходного процесса как функция изменения силы тяги

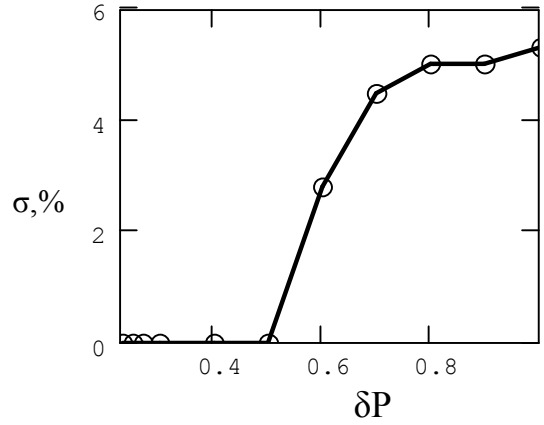



**Рисунок 13**. Зависимость перерегулирования от изменения силы тяги

**Выводы**

Проведенное численное моделирование работы нечеткой системы управления продольным движением самолета показало, что такая система успешно справляется с задачей стабилизации полета на заданной высоте. При этом абсолютная ошибка по высоте не превышала 1 м. В результате исследования влияния изменения характеристик самолета на точность работы системы было получено, что ни полуторное увеличение массы самолета, ни двукратное ее увеличение не приводят к значительному увеличению ошибки регулирования, которая остается в пределах 5 м. Также система также оказалась практически нечувствительной к двукратному падению силы тяги двигателя.

В работе было проведено исследование характеристик переходного процесса при ступенчатом изменении требуемой высоты горизонтального

полета самолета. В случае ступенчатого изменения задаваемой высоты полета на 300 м., время переходного процесса составило 14.4 с., а погрешность стабилизации высоты полета осталась в пределах 1 м.

По результатам исследований, проведенных в данной работе, можно сделать вывод о том, что нечеткие системы, применительно к управлению летательными аппаратами, успешно сочетают в себе простоту синтеза и высокие характеристики с устойчивостью к изменениям параметров объекта управления. Такие свойства делают их весьма перспективным направлением для дальнейшего изучения и развития.

**Библиографический список**


[1] B. A.White, A. L. Blumel, E. J. Hughes, " A Robust Fuzzy Autopilot Design Using Multi-Criteria Optimization", International Joutnal of Fuzzy Systems, Vol. 2, no.2, pp.129-138, 2000.

**[2]** I. K. Nikolos, L. Doitsidis, V. N. Christopoulos, N. C. Tsourveloudis, "Roll Conrol of Unmanned Aerial Vehicles using Fuzzy Logic", WSEAS Transactions on System, pp.1039-1047, Issue 2, vol. 4, 2003.

[3] Уськов А.А., Кузьмин А.В. Интеллектуальные технологии управления: искусственные нейронные сети и нечеткая логика. М.: Горячая линия - Телеком, 2004. - 143с.

[4] Mengali, G. The use of fuzzy logic in adaptive flight control systems. The Aeronautical Journal. 104, (2000), 31-37.

[5] J. Roskam., Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Roskam Publishing Incorp., 1979 (Part I & II).

УДК 629.78

# ПРО ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ІНФРАЧЕРВОНИХ ПОБУДОВНИКІВ МІСЦЕВОЇ ВЕРТИКАЛІ

Д.І. Степуренко

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
м. Київ, Україна.

# AN INCREASE THE ACCURACY OF THE INFRARED EARTH HORIZON SENSORS

D. Stepurenko

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine
d_stepurenko@ukr.net

## Вступ

Побудовники місцевої вертикалі використовують для визначення кутів крену і тангажу космічного апарата при орбітальному польоті поблизу планети, тобто цей прилад використовується для вимірювання відхилення КА від місцевої вертикалі – лінії, що з’єднує центр мас апарата і центр мас Землі.

При проектуванні даного приладу використовується сферична модель Землі. Однак її форма суттєво відрізняється від сфери і краще апроксимується еліпсоїдом обертання, що стиснутий з полюсів. Відмінність реальної форми планети від закладеної при розрахунках призводить до появи методичної похибки, викликаної несферичністю Землі. Завдяки особливостям асиметрії форми реальної планети ця похибка має систематичний характер і направлена вздовж меридіана небесного тіла [1].

## Дослідження методичної похибки, викликаної несферичністю Землі

Розглядаємо побудовник МВ, який працює в інфрачервоному діапазоні довжин хвиль, тобто сприймає власне теплове випромінювання Землі. В якості опорної системи координат виберемо орбітальну систему координат. Тоді кутове відхилення КА від опорної системи буде описуватися кутами крену $\gamma$, тангажу $\theta$ та рискання $\psi$. Вважаємо, що кути відхилення супутника від МВ малі ($\gamma,\theta<5^{\circ}$); орбіта супутника колова. При умові, що кути відхилення від місцевої вертикалі є малими, рухи супутника за кутами крену та тангажу можна вважати незалежними.

Математичний вираз, що визначає похибку $\Delta$ побудови місцевої вертикалі, викликану несферичністю Землі, має вид [2,3]:

$$\Delta = \frac{e^2 R_0^2}{2(R_0 + H)^2} \sin 2\varphi, \qquad (1)$$

де $e$ - ексцентриситет еліпсоїда випромінюючої поверхні; $R_0$ - радіус Землі; $H$ - висота польоту супутника; $\varphi$ - геоцентрична широта місцезнаходження КА.

Максимального значення дана похибка набуває при $\varphi = 45^\circ$; при $\varphi = 0^\circ$ і при $\varphi = 90^\circ$ вона дорівнює нулю оскільки в першому випадку інфрачервоний горизонт, який спостерігається, має вісьову симетрію, а в другому – колову симетрію[1]. Зі збільшенням висоти польоту дана похибка зменшується . Для висоти $H = 600$ км $\Delta_{max} = 9{,}63'$.

Несферичність Землі викликає відхилення оптичної осі побудовника від геоцентричної вертикалі. При цьому вказане відхилення відбувається в площині поточного меридіану. Це дозволяє розробити метод для зменшення даної похибки.

Введемо в розгляд географічну систему координат $OX_Г Y_Г Z_Г$, центр якої розташований в центрі мас супутника (рис.1). Вісь $OX_Г$ цієї системи орієнтована вздовж географічного меридіана в напрямку на північ, вісь $OY_Г$ - вздовж паралелі в напрямку на схід, а третя вісь $OZ_Г$ займає вертикальне положення і направлена до центру Землі. Відхилення оптичної осі побудовника відбувається в площині $X_Г OZ_Г$ географічної системи координат.

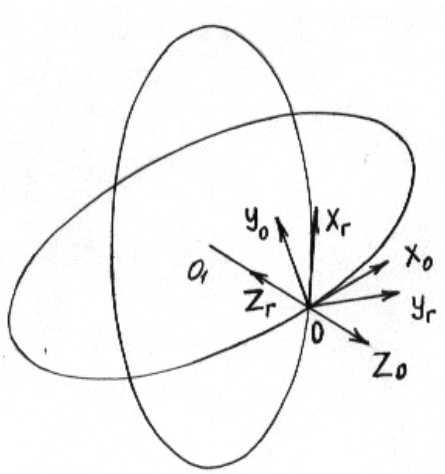



**Рисунок 1.** Взаємне положення географічної і орбітальної систем координат

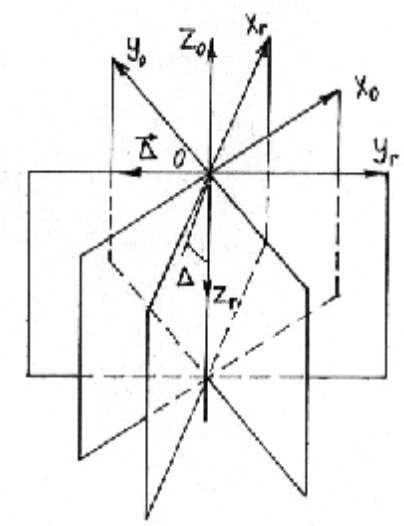



**Рисунок 2.** Визначення вектору, який відповідає куту повороту місцевої вертикалі, викликаного несферичністю Землі

Введемо вектор малого повороту $\vec{\Delta}$, який відповідає відхиленню оптичної осі приладу від геоцентричної вертикалі (рис. 2):

$$\vec{\Delta} = [0, -\Delta, 0]^T, \qquad (2)$$

де $\Delta$ - похибка, викликана несферичністю Землі, яка визначається з (1).

Це відхилення є від'ємним в північній півкулі, оскільки з додатного напрямку осі $OY_{\hat{A}}$ обертання вказаної вісі відбувається за рухом годинникової стрілки. Зміна вказаного відхилення в залежності від нахилу орбіти супутника представлена на рис.3. Як видно у випадку коли $i \le 45^\circ$ похибка набуває максимального значення на широті, яка дорівнює нахилу орбіти. Якщо ж $45^\circ < i \le 90^\circ$, то абсолютна величина похибки має два локальні максимуми, які відповідають тим моментам, коли широта $\varphi = 45^\circ$. Локальний мінімум відповідає моменту часу, коли $\varphi = i$, тобто коли геоцентрична широта набуває максимального значення. При цьому зі збільшенням широти значення похибки в точці мінімуму поступово зменшується і в граничному випадку при $i = 90^\circ$ (полярна орбіта) дорівнює нулеві. Це зумовлено вказаними вище особливостями форми інфрачервоного горизонту.

**Визначення похибки від несферичності в орбітальній системі координат**

Оскільки орієнтація супутника здійснюється в орбітальній системі координат, а не в географічній, то необхідно визначити зміни складових похибки від несферичності в даній системі. Для того, щоб знайти проекції вектора $\vec{\Delta}$ на вісі $OX_0$ і $OY_0$ орбітальної системи координат необхідно визначити кут $\kappa$ між площиною орбіти і площиною географічного меридіану для поточного положення супутника. На рис. 4 зображений сферичний трикутник OAB для визначення кута $\kappa$. Для визначення вказаного кута необхідно мати інформацію про аргу-

мент широти $u$ та геоцентричну широту $\varphi$. Поточні значення цих величин можуть бути отримані при моделюванні орбіти супутника.

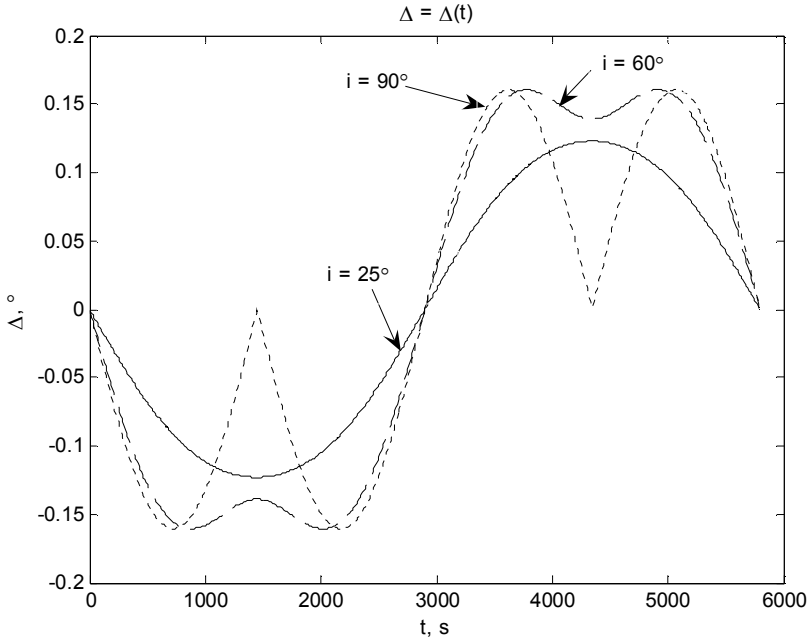



**Рисунок 3.** Зміна величини похибки, викликаної несферичністю Землі, в залежності від нахилу орбіти

Застосовуючи теорему косинусів для кутів $i$ та $\frac{\pi}{2}$ (рис.4), отримаємо:

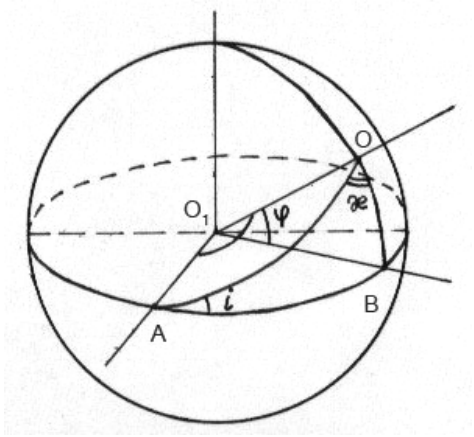



**Рисунок 4.** До визначення кута $\kappa$

$$\sin\kappa = \frac{\cos i}{\cos\varphi}; \tag{3}$$

$$\cos\kappa = \frac{\sin i \cos u}{\cos\varphi}. \tag{4}$$

Тоді проекції вектора $\vec{\Delta}$ на осі $OX_0$ і $OY_0$ орбітальної системи координат набудуть виду:

$$\Delta_{x0} = -\Delta \sin \kappa . \tag{5}$$

$$\Delta_{y0} = \Delta \cos \kappa . \tag{6}$$

де $\Delta_{x0}$ - проекція вектора $\vec{\Delta}$, яка відповідає вектору повороту оптичної осі побудовника в площині $Y_0OZ_0$; $\Delta_{y0}$ - проекція вектора $\vec{\Delta}$, яка відповідає вектору повороту оптичної осі побудовника в площині $X_0OZ_0$.

Таким чином, похибки побудови місцевої вертикалі в площинах крену $Y_0OZ_0$ та тангажу $X_0OZ_0$ будуть визначатися за формулами:

$$\Delta_{x0} = -\Delta \sin \kappa = -\Delta \frac{\cos i}{\cos \varphi}, \tag{7}$$

$$\Delta_{y0} = \Delta \cos \kappa = \Delta \frac{\sin i \cos u}{\cos \varphi}. \tag{8}$$

На рис. 5 та 6 наведені графіки зміни даних похибок в площинах $Y_0OZ_0$ та $X_0OZ_0$ в залежності від нахилу орбіти. Максимальні значення величина $\Delta_{x0}$ набуває в моменти часу, коли геоцентрична широта місцезнаходження супутника набуває максимального значення, тобто при $\varphi = i$. Нульові значення вказаної величини відповідають моментам переходу супутника з однієї півкулі в іншу.

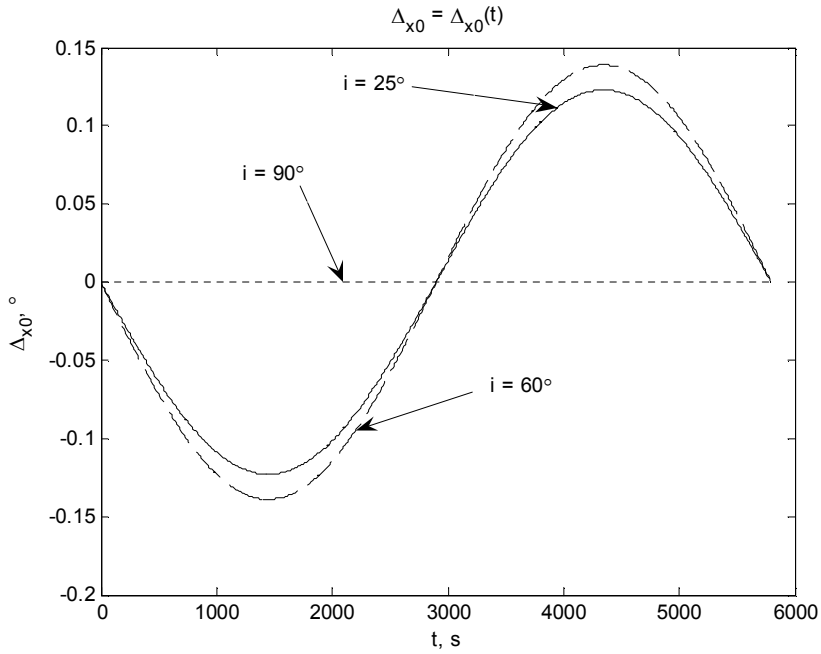



**Рисунок 5.** Зміна похибок в площині $Y_0OZ_0$ орбітальної системи координат

Величина $\Delta_{y0}$ набуває максимальних значень при $\varphi = \frac{i}{2}$. Нульові значення дана величина приймає при $\varphi = i$ (рис.6). При цьому площина орбіти стає перпендикулярною до площини поточного меридіану супутника, тобто проекція вектору $\vec{\Delta}$ на вісь $OY_0$ орбітальної системи координат стає рівною нулеві. В цей момент часу похибка $\Delta_{x0}$ стає максимальною (рис.5).

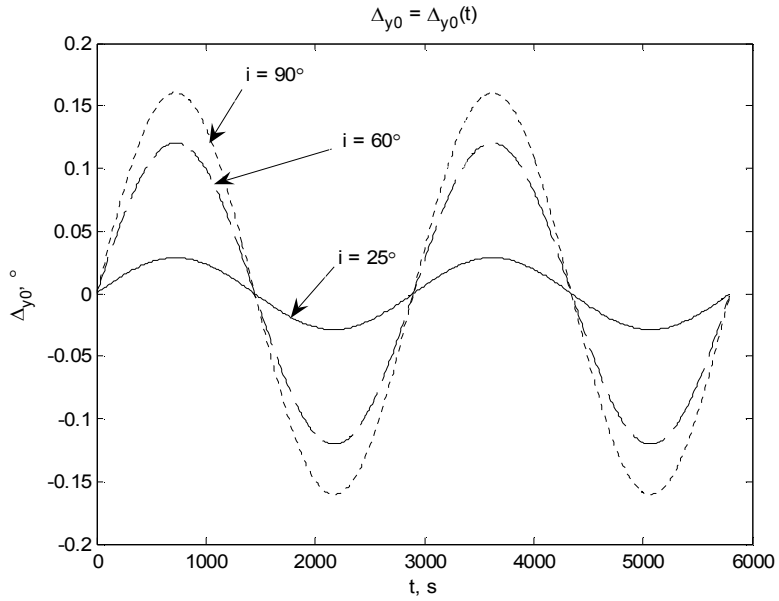



**Рисунок 6.** Зміна похибок в площині $X_0OZ_0$ орбітальної системи координат

Отже, знаючи кут $\kappa$, ми можемо визначити відхилення оптичної вісі побудовника місцевої вертикалі (похибки приладу ) і ввести відповідні поправки в покази приладу.

**Висновки**

Таким чином, ефективним методом підвищення точності інфрачервоних побудовників місцевої вертикалі є введення поправок, які враховують похибку від несферичності, в покази приладу. Для обчислення вказаних поправок потрібно розраховувати параметри поточного положення супутника. Питаннями, що потребують подальшого вивчення є:

- врахування зміни параметрів орбіти при обчисленні величин поправок;
- вплив кута рискання на величини поправок.

**Бібліографічний список**

[1] Илюхин И.М., Дикарев В.И., «Оптико-электронные приборы угловой ориентации космических аппаратов», М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 54с.

[2] Павлов В.А., Пермяков В.Д., «Методические ошибки построения местной вертикали», Космические исследования, 1971. – т.9. – вып.6. – с.867 – 872.

[3] Ивандиков Я. М., «Оптические приборы наведения и ориентации космических аппаратов», М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.

УДК 621.396

# КОМПЛЕКС КОНТРОЛЬНО-ВІМІРЮВАЛЬНОГО ТА НАВІГАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ НАДЛЕГКИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

В.В. Піддубний, В.О. Піддубний, О.В. Фенюк

Національний технічній університет України
«Київський політехнічний інститут»,
ТОВ „Аерос”, м. Київ, Україна.

# COMPLEX OF THE CONTROL – MEASURING AND NAVIGATING EQUIPMENT FOR ULTRALIGHT AIRPLANES

V.V. Piddubny, V.O. Piddubny, O.V. Fenyuck

National Technical University of Ukraine "KPI", Aeros Ltd,
Kyiv, Ukraine
_pvv_@ukr.net

В народному господарстві країни для вирішення задач обробки угідь сільського призначення, транспортування невеликих за розміром та вагою вантажів, індивідуального перевезення пасажирів та інших галузях народного господарства а також в аматорському повітроплаванні все більше розповсюдження знаходять надлегкі літальні апарати (НЛА). До них можна віднести: дельтаплани та мотодельтаплани, параплани та надлегкі літаки. Найчастіше НЛА обладнуються мінімальним комплектом контрольно-вимірювальних пристроїв, а навігаційне обладнання відсутнє взагалі.

Пілоти дельтапланів та парапланів дуже часто літають без будь-яких контрольно-вимірювальних пристроїв, або користуються комбінованими приладами для визначення висоти, швидкості та швидкопідйомності. Найчастіше це прилади зарубіжного виробництва, наприклад, фірми „Brauniger” (Німеччина) [1], які мають достатньо високу точність визначення параметрів польоту ( висоти, швидкості, швидкопідйомності - ± 5 %). Останнім часом досить поширеним стало застосування компактних систем визначення параметрів польоту та місця знаходження за допомогою космічної системи глобального позиціювання GPS (точність визначення місця положення - ± 20 м, висоти - ± 10 м) [2].

Пілоти мотодельтапланів та надлегких літаків крім цього повинні контролювати параметри роботи двигуна вибираючи найбільш безпечний режим польоту.

В процесі польоту НЛА необхідно:

- знати параметри роботи двигуна, здійснювати контроль за його роботою, мати інформацію про виникнення аварійних режимів роботи, оперативно реагувати на неї, мати можливість впливати на режими роботи під час польоту. Контролювати запас палива та швидкість його використання.

- мати достовірну інформацію про стан засобів аварійного порятунку (парашутної системи) і можливість скористуватися ними в будь-який момент польоту.

- достовірно визначати параметри польоту такі, як висота, швидкість, швидкопідйомність, знати місце знаходження НЛА, записати їх та маршрут польоту в пам'ять приладів GPS, а потім використовуючи цей запис, проаналізувати якість і повноту виконання польотного завдання, наприклад, на спортивних змаганнях.

- мати можливість безперешкодно вести переговори між членами екіпажу (найчастіше в НЛА знаходиться дві людини – пілот та член екіпажу, або пасажир) та землею. Для цього використовується внутрішня переговорна система та радіостанція, працююча в дозволеному діапазоні частот (141,2 та 144,5 МГц). Як резервний канал зв'язку бажано використовувати систему стільникового зв'язку стандарту GSM 900 або GSM 1800, якою охоплена майже вся територія України.

Вказані вище завдання виконує комплекс контрольно-вимірювального та навігаційного обладнання, який входить в контрольно-навігаційну систему НЛА (для мотодельтапланів та надлегких літаків), структура якої розроблюється індивідуально відповідно до вимог замовника.

Стандартний (мінімальний) комплект контрольно-вимірювального обладнання включає:

- вимірювач швидкості УС-250
- висотомір ВД-10
- варіометр ВР-10
- компас КИ-13
-прилади контролю роботи силової установки та показник рівня палива.

Прилади контролю силової установки можуть бути окремі або, при використанні двигунів фірми "Rotax", може використовуватися універсальний комплексний прилад реєстрації параметрів роботи двигуна та попередження пілота про перевищення експлуатаційних режимів типу "FLYdat" виробництва Австрії.

За бажанням замовника на НЛА можуть встановлюватися універсальні вимірювальні прилади, які одночасно контролюють як роботу двигуна так і параметри польоту, наприклад, прилад "AlphaMFD" виробництва німецької фірми "Brauniger" (похибка вимірювання висоти – ± 1м в діапазоні висот 500-9900 м, швидкості підйому-спуску - ±0,3 м/с в діапазоні ± 10 м/с та параметрів роботи двигуна ± 5% від верхньої межі вимірювання). Для підвищення точності вимірювання висоти можливе використовування вимірювальних пристроїв побудованих на основі напівпровідникових перетворювачів барометричного тиску [3] або перетворювачів на поверхневих акустичних хвилях [4].

Як навігаційна система використовуються системи та прилади фірми GARMIN, наприклад GARMIN GPS 12, GARMIN 295 або як найкращий варіант GARMIN GPS III PILOT.

Внутрішній зв'язок між пілотом та членом екіпажу (пасажиром) здійснюється системою STANDART ULTRA-COM або ULTRA-COMII, підключеною

до шлемів типу ULTRAPRO 2000 чи ULTRAPRO STD з вмонтованими в них навушниками та мікрофоном. Для зовнішнього зв'язку (зв'язку з аеродромом або базою) використовуються трансивери, наприклад, багатоканальна радіостанція потужністю до 5 Вт "Aviator Pilot II (VXA-200/16)".

Контрольно-вимірювальне та навігаційне обладнання об'єднується в єдину систему за допомогою прокладених в апараті комунікаційних жгутів, узгоджувальних та захисних пристроїв, які розроблюються та виготовляються індивідуально для кожного типу НЛА та вибраної конфігурації системи.

Комплекс розміщений в кабіні НЛА та об'єднаний в єдину систему управління польотом. Контроль роботоздатності комплексу здійснюється шляхом почергової перевірки приладів та системи в цілому і може здійснюватися за допомогою аналітичного методу з елементами зчитування інформації з загального інформаційного поля, який використовується китайськими вченими для аналізу складних авіаційних та космічних систем [5].

Подібний комплекс в повному або скороченому варіанті, в залежності від побажань замовника, монтується на мотодельтапланах "Aeros-2" та "Cross Country" а також може встановлюватися на літаку "Sky Ranger" виробництва ТОВ „Аерос" (м. Київ, Україна).

**Бібліографічний список**


[1] Опис та інструкція по експлуатації приладу ALPHAMFD фірми Brauniger. www.brauniger.com.

[2] Прилади GPS фірми GARMIN. www.garmin.com.

[3] А.Шумаков. Применение датчиков давления в системах навигации. Chip news Украина, №3, 2006.- с. 57-59.

[4] В.О.Піддубний. Перетворювач барометричного тиску. 5-та Міжн. конф. "Гиротехнологии, навигация и управление движением" Зб. доповідей -К.: НТУУ "КПІ" 2005.- с.201-202.

[5] Сюи Минтан, Т. Мартынова. Чжун Юань цигун. СП «Да-Ю», 2005.- 288 с.

УДК 681.513

# СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЗАДАННОЙ ТОЧНОСТИ

А.А. Прач

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
г. Киев, Украина

# SYNTHESIS OF THE OPTIMAL STABILIZING SYSTEM FOR PRESCRIBED ACCURACY

A. Prach

National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”, Kiev, Ukraine
anntwin@gmail.com

## Введение

Задачей системы стабилизации является обеспечение устойчивости и заданной точности регулирования отклонений углов поворота объекта от заданных значений. При этом могут налагаться ограничения на значения отдельных параметров системы. В большинстве случаев [1, 2] синтез системы проводится для обеспечения требуемой точности в диапазоне заданных (предполагаемых) возмущений, которые, как правило, неизвестны.

## Постановка задачи

Целью данного исследования является разработка и моделирование оптимальной системы стабилизации заданной точности. Управление осуществляется, используя данные об угле поворота объекта, его угловой скорости и угловом ускорении, которые будем получать от датчика кинематических параметров.

## Математическая модель системы стабилизации

В качестве стабилизируемого объекта рассматривается платформа.

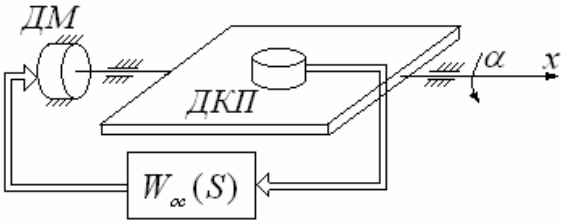



**Рисунок 1**. Стабилизируемая платформа

$\alpha$ - угол поворота платформы от начального положения;

$x$ - ось стабилизации.

Уравнение движения платформы имеет вид:

$$I_i \ddot{\alpha} + f\alpha = \Delta M \ . \tag{1}$$

где $I_n$ - момент инерции платформы вокруг оси стабилизации, $f$ - коэффициент демпфирования.

Передаточная функция платформы:

$$W(p) = \frac{1}{I_n p^2 + fp} . \tag{2}$$

Структурная схема системы стабилизации имеет вид:

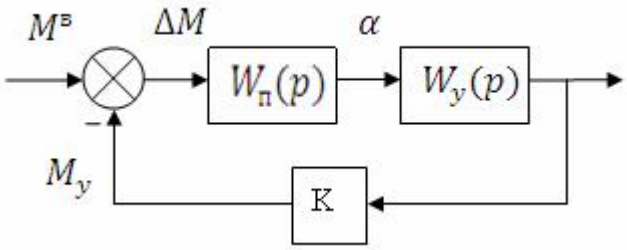



**Рисунок 2**. Структурная схема системы стабилизации

где $M^в$ - внешний возмущающий момент, $M_y$ – момент управления, $\Delta M$ – ошибка момента управления, $\alpha$ - угол отклонения объекта (платформы) от начального положения, $W_n(p)$ - передаточная функция платформы, $W_y(p)$ - передаточная функция контура управления

$$W_y(p) = K_3 p^2 + K_2 p + K_1 + \frac{K_0}{p} . \tag{3}$$

$K$ – коэффициент усиления контура стабилизации.

Как видно из выражения (3), в передаточную функцию контура управления входят слагаемые, пропорциональные углу поворота, угловой скорости и угловому ускорению объекта, а также интегральная составляющая для обеспечения астатизма системы.

Запишем выражения для передаточных функций системы стабилизации.

1. Передаточная функция разомкнутой системы

$$W_p(p) = W_n(p)W_y(p) = \frac{K_3Kp^3 + K_2Kp^2 + K_1Kp + K_0K}{p^2(I_n p + f)}. \quad (4)$$

2.Передаточная функция замкнутой системы по моменту управления

$$W_{Mb}^{My}(p) = \frac{M_y(p)}{M^в(p)} = \frac{K_3Kp^3 + K_2Kp^2 + K_1Kp + K_0K}{(I_n + K_3K)p^3 + (f + K_2K)p^2 + K_1Kp + K_0K} \quad . \quad (5)$$

2. Передаточная функция замкнутой системы по углу отклонения платформы

$$W_{Mв}^{\alpha}(p) = \frac{\alpha(p)}{M^в(p)} = \frac{p}{(I_n + K_3K)p^3 + (f + K_2K)p^2 + K_1Kp + K_0K}. \quad (6)$$

3. Передаточная функция замкнутой системы по ошибке момента управления

$$W_{Mв}^{\Delta M}(p) = \frac{\Delta M(p)}{M^в(p)} = \frac{p^2(I_n p + f)}{(I_n + K_3K)p^3 + (f + K_2K)p^2 + K_1Kp + K_0K}. \quad (7)$$

**Метод стандартных коэффициентов**

Для выбора параметров системы стабилизации будем использовать метод стандартных коэффициентов [3]. Понятие оптимального переходного процесса связывается с минимизацией какого-либо оптимизирующего функционала. Известны стандартные формы, получающиеся в результате минимизирования оптимизирующего функционала

$$I_k = \int_0^\infty t|e(t)|dt = \int_0^\infty t|1 - x(t)|dt. \quad (8)$$

представляющего собой интеграл от произведения абсолютного значения ошибки $|e(t)| = |1 - x(t)|$ на текущее время $t$. Минимизация функционала (8) позволяет достичь большего быстродействия переходных процессов по сравнению с реакциями биномиальной системы и меньшей колебательности по сравнению с реакциями систем Баттерворта.

Выберем для данной задачи синтеза системы стабилизации в качестве оптимального характеристический полином, соответствующий системе третьего порядка, реакция такой системы на ступенчатое воздействие характеризуется малым перерегулированием и быстрым затуханием переходного процесса.

Для системы третьего порядка характеристический полином имеет вид:

$$s^3 + 1.75\omega_0 s^2 + 2.15\omega_0^2 s + \omega_0^3 . \qquad (9)$$

где $\omega_0$ - среднегеометрической значение частоты. Для рассматриваемой задачи $\tau = 10, t = 1c, \omega_0 = 10c^{-1}$.

Характеристический полином системы имеет вид:

$$p^3 + \frac{K_2 K + f}{K_3 K + I_n} p^2 + \frac{K_1 K}{K_3 K + I_n} + \frac{K_0 K}{K_3 K + I_n} . \qquad (10)$$

Получим следующие соотношения

$$1.75\omega_0 = \frac{K_2 K + f}{K_3 K + I_n},\ 2.15\omega_0^2 = \frac{K_1 K}{K_3 K + I_n},\ \omega_0^3 = \frac{K_0 K}{K_3 K + I_n}$$

Для $\omega_0 = 10c^{-1}$, $I_n = 0.007 Нмм^2$, $f = 0.6$, $K_3 = 7\,{Bc^2}/{раа}$,

получим $K_2 = 122{,}0225\,{Bc}/{раа}$, $K_1 = 1506{,}505\,{B}/{раа}$, $K_0 = 7007\,{B}/{раа\ c}$.

Результаты математического моделирования процесса стабилизации приведены на рисунках 3-6.

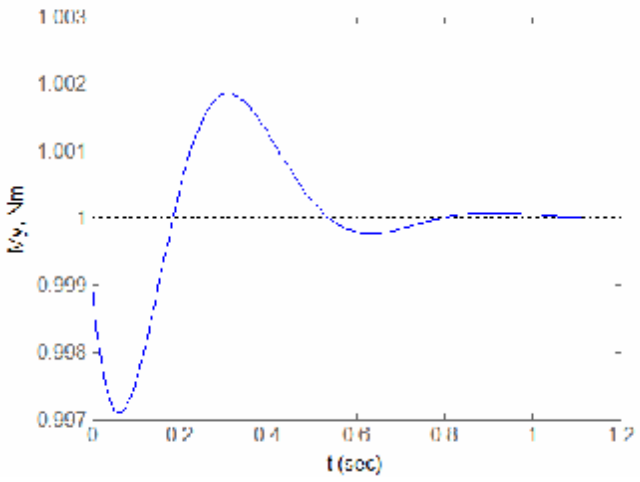



**Рисунок 3**. Переходной процесс для момента управления

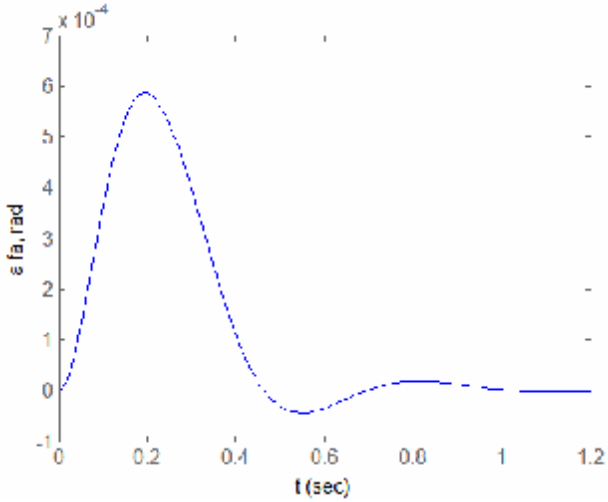



**Рисунок 4**. Переходный процесс для угла отклонения платформы

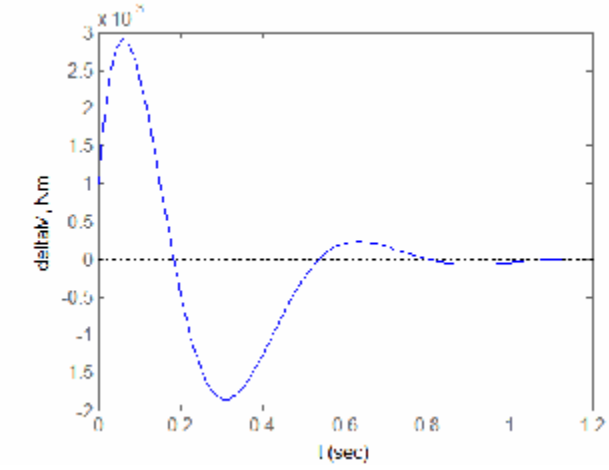



**Рисунок 5**. Переходный процесс для $\Delta M$

Изменение коэффициента передачи $K$ обратной связи (рисунок 2), как следует из выражения (6), практически пропорционально изменяет значение угла отклонения стабилизируемой системы.

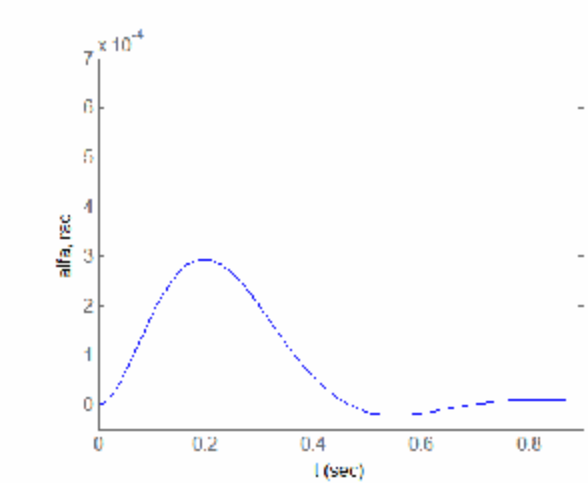



**Рисунок 6**. Переходный процесс для угла отклонения платформы (К=2)

Рассмотрим поведение системы стабилизации при изменении ее параметров в процессе ее работы. Из свойств системы (6) видно, что изменение коэффициента передачи К обратной связи в процессе работы не влияет на изменение перерегулирования по углу отклонения платформы (рисунок 4). С целью ограничения угла отклонения платформы в переходном режиме введем корректирующее воздействие на платформу. Учитывая структуру передаточной функции и поведение системы по углу отклонения платформы от момента $\Delta M$ (рисунок 2, 5), сформируем момент управления, прикладываемый к платформе, на интервале начального участка возрастания угла. Результат моделирования движения платформы показан на рисунке 7.

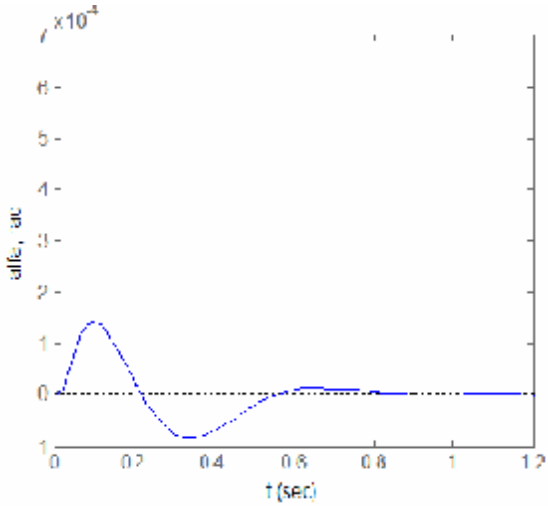



**Рисунок 7**. Переходный процесс для угла отклонения платформы

Анализ движения показывает уменьшение перерегулирования угла отклонения**.**

## Выводы

Формирование корректирующего управляющего воздействия в требуемый момент времени позволяет регулировать максимальное отклонение платформы при, в общем случае, произвольном возмущающем воздействии. Время приложения корректирующего момента и его величину устанавливают, исходя из закона изменения момента $\Delta M$, и свойств синтезированной оптимальной системы стабилизации. Это позволяет получать систему стабилизации заданной точности, работающую в условиях

## Библиографический список


[1] Пельпор Д.С. «Гироскопические системы». Ч.1. - М.: Высшая школа, 1986. – 423с.

[2] «Синтез регуляторов и теория оптимизации систем автоматического управления ». Под ред. Н.Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ. 2000. – 735с.

[3] Кузовков Н.Т. «Системы стабилизации летательных аппаратов». М.: Высшая школа, 1976. – 304с.

УДК 531.383

# АНАЛІЗ ЧУТЛИВОСТІ АЛГОРИТМІВ ОЦІНЮВАННЯ КАЛМАНІВСЬКОГО ТИПУ ДО НЕТОЧНОСТІ ЗАДАННЯ ПАРАМЕТРІВ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ

О. В. Прохорчук

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
м. Київ, Україна

# SENSITIVITY ANALYSIS OF KALMAN'S TYPE ESTIMATION ALGORITHMS TO THE INCORRECT ASSIGNMENT OF MATHEMATICAL MODEL PARAMETERS OF THE SYSTEM

O. Prokhorchuk

National Technical University of Ukraine “Kiev Polytechnical Institute”,
Kiev, Ukraine

## Вступ

В даній роботі приведено універсальний алгоритм, призначений для оцінки чутливості алгоритмів оцінювання калманівського типу до неточності задання параметрів математичної моделі з урахуванням наявності в вихідному сигналі системи детермінованої в часі функції та корельованості шумів вимірювання та шумів зовнішніх збурень.

## 1. Постановка задачі оптимального оцінювання похибок системи

Припустимо, що в вихідному сигналі системи присутня детермінована функція часу, а шуми вимірювання та шуми зовнішніх збурень корельовані між собою, тоді алгоритм розширенего дискретного фільтр Калмана буде мати наступний вигляд [1, 2]:

- алгоритм однокрокового прогнозування $\hat{X}(k+1|k)$ оцінки вектора стану $X(k+1)$ за даними на $k$-ому кроці

$$\begin{aligned}&\hat{X}(k+1|k) = A(k+1)\cdot\hat{X}(k) + B(k)\cdot U(k) + \\ &+ K_P(k)\cdot[Y(k) - U_y(k) - C(k)\cdot\hat{X}(k)]; \\ &Y(k) = C(k)X(k) + D(k)W(k) + V(k) + U_y(k).\end{aligned} \quad (1)$$

- обчислення коефіцієнта підсилення при однокроковому прогнозуванні

$$K_P(k) = G(k)\cdot Q_R(k)\cdot R^{-1}(k), \quad (2)$$

$Q_R(k)$ – взаємна коваріаційна матриця шумів вимірювання і зовнішніх збурень;

- алгоритм фільтрації – обчислення оцінки $\hat{X}(k+1)$ вектора стану $X(k+1)$ з урахуванням $k+1$ вимірів, що надійшли в $Y(k+1)$

$$\hat{X}(k+1) = \hat{X}(k+1|k) + K(k+1)[Y(k+1) - U_y(k+1) - \\ - C(k+1) \cdot \hat{X}(k+1|k)]. \tag{3}$$

Коефіцієнт підсилення при фільтрації $K(k+1)$ визначається за допомогою наступної рекурентної процедури:

$$K(k+1) = P(k+1|k)C^T(k+1) \cdot \left[C(k+1)P(k+1|k)C^T(k+1) + R(k+1)\right]^{-1}; \\ P(k+1|k) = [A(k+1) - K_P(k) \cdot C(k)] \cdot P(k) \cdot [A(k+1) - \\ - K_P(k) \cdot C(k)]^T + G(k) \cdot Q(k) \cdot G^T(k) - K_P(k) \cdot R(k) \cdot K_P^T(k); \\ P(k+1) = \left[I - K(k+1) \cdot C(k+1)\right] \cdot P(k+1|k), \tag{4}$$

де $P(k+1|k)$, $P(k+1)$ – коваріаційні матриці похибок прогнозування $E(k+1|k)$ і похибок оцінки $E(k+1)$ відповідно.

## 2. Аналіз чутливості алгоритму ФК до неточності задання параметрів математичної моделі системи

Алгоритм ФК забезпечує мінімальну середньоквадратичну похибку оцінки вектора стану лише за умови, що всі параметри моделі (1) точно відомі [3].

Позначимо через $A(k+1)$, $B(k)$, $C(k)$, $Q$, $R$, $Q_R$ матриці, які використовуються в математичній моделі, через $\hat{A}(k+1)$, $\hat{B}(k)$, $\hat{C}(k)$, $\hat{Q}$, $\hat{R}$ та $\hat{Q}_R$ точні значення цих матриць, а через $\Delta A$, $\Delta B$, $\Delta C$, $\Delta Q$, $\Delta R$, $\Delta Q_R$ – їх похибки. Тоді:

$$\Delta A(k+1) = A(k+1) - \hat{A}(k+1); \ \Delta B(k) = B(k) - \hat{B}(k); \\ \Delta C(k) = C(k) - \hat{C}(k); \ \Delta Q = Q - \hat{Q}; \ \Delta R = R - \hat{R}; \ \Delta Q_R = Q_R - \hat{Q}_R. \tag{5}$$

Необхідно зазначити, що у випадку, коли будь-які з матриць $\Delta A$, $\Delta B$, $\Delta C$, $\Delta Q$, $\Delta R$ або $\Delta Q_R$ не дорівнюють нулю, то матриці $P(k+1|k)$ та $P(k+1)$ вже не будуть являти собою дійсні матриці коваріацій похибок оцінювання [4].

Тоді точне значення вектора стану $X(k+1)$ обчислюється за формулою

$$X(k+1) = \hat{A}(k+1)X(k) + \hat{B}(k+1)U(k+1) + \hat{G}(k+1)W(k+1). \tag{6}$$

Введемо наступні позначення:

$$\overline{X}(k+1) = X(k+1) - \hat{X}(k+1); \\ \overline{X}(k+1/k) = X(k+1/k) - \hat{X}(k+1/k);$$

$$
\begin{aligned}
&m(k+1) = E[X(k+1) - \hat{X}(k+1)];\\
&m(k+1/k) = E[X(k+1) - \hat{X}(k+1/k)];\\
&\hat{P}(k+1/k) = E\{[\overline{X}(k+1/k) - m(k+1/k)][\overline{X}(k+1/k) - \\
&- m(k+1/k)]^T;
\end{aligned} \tag{7}
$$

$$
\hat{P}(k+1) = E\{[\overline{X}(k+1) - m(k+1)][\overline{X}(k+1) - m(k+1)]^T, \tag{8}
$$

де $E[...]$ – оператор математичного очікування; $m(k+1/k)$ та $m(k+1)$ – вектори середніх значень похибок однокрокового прогнозу та оцінки; $\hat{P}(k+1|k)$ та $\hat{P}(k+1)$ – дійсні значення коваріаційних матриць однокрокового прогнозу та оцінки вектора стану.

Дисперсії похибок оцінки компонент вектора стану є діагональними елементами коваріаційної матриці $\hat{P}(k+1)$ похибок ФК. Для того, щоб обчислити значення цієї матриці при наявності похибок (5), необхідно розв'язати систему матричних рівнянь з урахуванням корельованості $W(k)$ і $V(k)$, та наявності детермінованої функції часу у векторі вимірювання.

Безпосередня підстановка рівнянь (1), (3), (5) в (7, (8) дає шукані співвідношення:

$$
\begin{aligned}
&\hat{P}(k+1) = (I - K(k+1)C(k+1))[\hat{P}(k+1/k) + \\
&+ m(k+1/k)m^T(k+1/k)](I - K(k+1)C(k+1))^T + \\
&+ K(k+1)\Delta C(k+1)\Theta(k+1/k)(I - K(k+1)C(k+1))^T + \\
&+ (I - K(k+1)C(k+1))\Theta^T(k+1/k)\Delta C^T(k+1)K^T(k+1) + \\
&+ K(k+1)\Delta C(k+1)\Psi(k+1)\Delta C^T(k+1)K^T(k+1) + \\
&+ K(k+1)\hat{R}(k+1)K^T(k+1) - m(k+1)m^T(k+1);
\end{aligned} \tag{9}
$$

$$
\begin{aligned}
&\hat{P}(k+1/k) = A(k+1)[\hat{P}(k) + m(k)m^T(k)]A^T(k+1) - \\
&- K_p(k+1)C(k+1)[\hat{P}(k) + m(k)m^T(k)]A^T(k+1) - \\
&- A(k+1)[\hat{P}(k) + m(k)m^T(k)]C^T(k+1)K_p^T(k+1) + \\
&+ K_p(k+1)C(k+1)[\hat{P}(k) + m(k)m^T(k)]C^T(k+1)K_p^T(k+1) + \\
&+ \Delta A(k+1)\Psi(k)\Delta A^T(k+1) - K_p(k+1)\Delta C(k+1)\Psi(k)\Delta A^T(k+1) - \\
&- \Delta A(k+1)\Psi(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1) + \\
&+ K_p(k+1)\Delta C(k+1)\Psi(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1) - \\
&- \Delta A(k+1)\Theta(k)A^T(k+1) + \Delta A(k+1)\Theta(k)C^T(k+1)K_p^T(k+1) + \\
&+ K_p(k+1)\Delta C(k+1)\Theta(k)A^T(k+1) - \\
&- K_p(k+1)\Delta C(k+1)\Theta(k)C^T(k+1)K_p^T(k+1) - \\
&- A(k+1)\Theta^T(k)\Delta A^T(k+1) + A(k+1)\Theta^T(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1) + \\
&+ K_p(k+1)C(k+1)\Theta^T(k)\Delta A^T(k+1) - \\
&- K_p(k+1)C(k+1)\Theta^T(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1) +
\end{aligned}
$$

$$+\Delta A(k+1)q(k)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)-$$
$$-\Delta B(k+1)U(k+1)q(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1)+$$
$$+\Delta B(k+1)U(k+1)q^T(k)\Delta A^T(k+1)-$$
$$-K_p(k+1)\Delta C(k+1)q^T(k)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)-$$
$$-A(k+1)m(k)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)+$$
$$+K_p(k+1)C(k+1)m(k)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)-$$
$$-\Delta B(k+1)U(k+1)m^T(k)A^T(k+1)+$$
$$+\Delta B(k+1)U(k+1)m^T(k)C^T(k+1)K_p^T(k+1)+$$
$$-\hat{Q}(k+1)+K_p(k+1)\hat{R}(k+1)K_p^T(k+1)-\hat{Q}_R(k+1)K_p^T(k+1)-$$
$$-K_p(k+1)\hat{Q}_R^T(k+1)+\Delta B(k+1)U(k+1)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)-$$
$$-m(k+1/k)m^T(k+1/k),$$

де

$$\Psi(k+1)=E[X(k+1)X^T(k+1)]=\hat{A}(k+1)\Psi(k)\hat{A}^T(k+1)+$$
$$+\hat{A}(k+1)q(k)U^T(k+1)\hat{B}^T(k+1)+\hat{B}(k+1)U(k+1)q^T(k)\hat{A}^T(k+1)+$$
$$+\hat{B}(k+1)U(k+1)U^T(k+1)\hat{B}^T(k+1);$$

$$\Theta(k+1/k)=E[X(k+1)\overline{X}^T(k+1/k)]=\hat{A}(k+1)\Theta(k)A^T(k+1)-$$
$$-\hat{A}(k+1)\Theta(k)C^T(k+1)K_p^T(k+1)-\hat{A}(k+1)\Psi(k)\Delta A^T(k+1)+$$
$$+\hat{A}(k+1)\Psi(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1)-\hat{A}(k+1)q(k)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)-$$
$$-\hat{B}(k+1)U(k+1)q^T(k)\Delta A^T(k+1)+$$
$$+\hat{B}(k+1)U(k+1)q^T(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1)+$$
$$+\hat{B}(k+1)U(k+1)m(k)A^T(k+1)-$$
$$-\hat{B}(k+1)U(k+1)m(k)\Delta C^T(k+1)K_p^T(k+1)-$$
$$-\hat{B}(k+1)U(k+1)U^T(k+1)\Delta B^T(k+1)+\hat{Q}(k);$$

$$\Theta(k+1)=E[X(k+1)\overline{X}^T(k+1)]=\Theta(k+1/k)[I-K(k+1)C(k+1)]^T+$$
$$+\Psi(k+1)\Delta C^T(k+1)K^T(k+1);$$

$$m(k+1/k)=A(k+1)m(k)-K_p(k+1)C(k+1)m(k)-\Delta A(k+1)q(k)+$$
$$+K_p(k+1)\Delta C(k+1)q(k)+\Delta B(k+1)U(k+1);$$

$$m(k+1) = [I - K(k+1)C(k+1)]A(k+1)m(k) -$$
$$-[I - K(k+1)C(k+1)]K_p(k)C(k) +$$
$$+\{K(k+1)[\Delta C(k+1)A(k+1) + C(k+1)\Delta A(k+1) -$$
$$-\Delta C(k+1)\Delta A(k+1) - \Delta A(k+1)]\}q(k) +$$
$$[K(k+1)(C(k+1)B(k+1) - \hat{C}(k+1)\hat{B}(k+1) - \Delta B(k+1)]U(k+1);$$

$$q(k+1) = \hat{A}(k+1)q(k) + \hat{B}(k+1)U(k+1).$$

Таким чином розроблений алгоритм дає можливість досліджувати чутливість алгоритму ФК до неточності задання параметрів математичної моделі з урахуванням наявності в вихідному сигналі системи детермінованої в часі функції та корельованості шумів вимірювання та шумів зовнішніх збурень.

**Бібліографічний список**


[1] Збруцький О.В., Нестеренко О.І., Прохорчук О.В., Гунько В.В. Аналіз чутливості алгоритму функціонування інтегрованої системи визначення координат і курсу судна до точності задання параметрів математичної моделі // Наукові вісті НТУУ "КПІ". - 2001. - №.2 - С.88-93.

[2] Браммер Л., Зифлинг Г. Фильтр Калмана-Бьюси.- М.: Наука, 1982. - 200 с.

[3] Изерман Р. Цифровые системы управления. - М.: Мир, 1984. - 720 с.

[4] Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. Леондеса К.Т. - М.: Связь, 1973. - 408 с.

УДК 681.511.22

# ОПТИМИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ В ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

В.А. Яценко

Государственное конструкторское бюро “Южное”, г. Днепропетровск, Украина

# DATA PROCESSING OPTIMIZATION IN INS

V. Yatsenko

State design bureau “Yuzhnoye”, Dnepropetrovsk, Ukraine
info@yuzhnoye.com

Одной из важнейших характеристик любой транспортной системы является точность отработки ее функциональных задач. Эта характеристика полностью определяется свойствами и параметрами используемой в контуре управления навигационной системы, которая обеспечивает определение текущего положения и перемещений транспортного объекта. В автономных транспортных системах с этой целью обычно используются системы инерциальной навигации, основными измерительными элементами которых являются датчики линейных ускорений и угловой скорости. При этом подавляющее большинство существующих систем инерциальной навигации использует для определения текущей пространственной ориентации транспортного объекта интегрирование показаний датчиков угловой скорости, а для определения текущего пространственного положения - двойное интегрирование измерительных данных датчиков линейных ускорений.

Операция интегрирования является неустойчивой со статистической точки зрения [1], и поскольку все реальные измерительные приборы имеют вполне определенную конечную точность, интегрирование измерительных данных приводит к значительному росту ошибок получаемых результатов. Например, если датчик угловой скорости $\omega(t)$ имеет случайную погрешность $\sigma_\omega$, то дисперсия оценки текущей угловой ориентации $\bar{\varphi}(t)$, получаемая в результате интегрирования $\omega(t)$, будет $\sigma_\varphi(t) \cong \sigma_\omega \sqrt{t}$ (в случае систематической ошибки $\sigma_\varphi(t) \cong \sigma_\omega t$). Двойное интегрирование измерительных данных акселерометров $A(t) = x''(t)$ приводит к следующим оценкам ошибки определения местоположения $\bar{x}(t)$: в случае случайной погрешности $\sigma_x(t) \cong \sigma_A t$ (здесь $\sigma_A$ - погрешность показаний акселерометра), и $\sigma_x(t) \cong \sigma_A t^2$ - в случае систематической ошибки. Вследствие этого ошибки оценок параметров ориентации и местоположения могут принимать неприемлемые значения, что приводит к необходимости использования дополнительных источников информации для осуществления соответствующей коррекции (например, по данным системы GPS и/или GLONASS [4]).

Однако существует возможность получения статистически устойчивых оценок параметров ориентации и местоположения транспортных объектов с использованием методологии фильтра Калмана [1-3]. Использование этой методологии предполагает знание в достаточно мере адекватной модели динамики движения транспортной системы. Ниже приведено описание использования методики фильтра Калмана для обработки показаний датчика скорости в случае простейшей транспортной системы.

Модель простейшей транспортной системы может быть представлена в следующем виде (см. Рис. 1). Тело ***M*** единичной массы движется по поверхности под действием внешней силы ***u(t)+w(t)*** (здесь ***u(t)*** - детерминированная составляющая, ***w(t)*** - случайная составляющая, представляющая собой белый гауссов шум с $M\{w(t)\}=0$ и $\mathrm{var}\{w(t)\}=\sigma_w^2$). Внешней силе противодействует пружина жесткостью ***k***, и сила трения (коэффициент трения равен ***f***). Для определения местоположения и перемещений этой транспортной системы используется датчик скорости ***V(t)+v(t)*** (здесь ***V(t)*** - детерминированная составляющая измерений, ***v(t)*** - случайная помеха измерений, представляющая собой белый гауссов шум с $M\{v(t)\}=0$ и $\mathrm{var}\{v(t)\}=\sigma_v^2$).

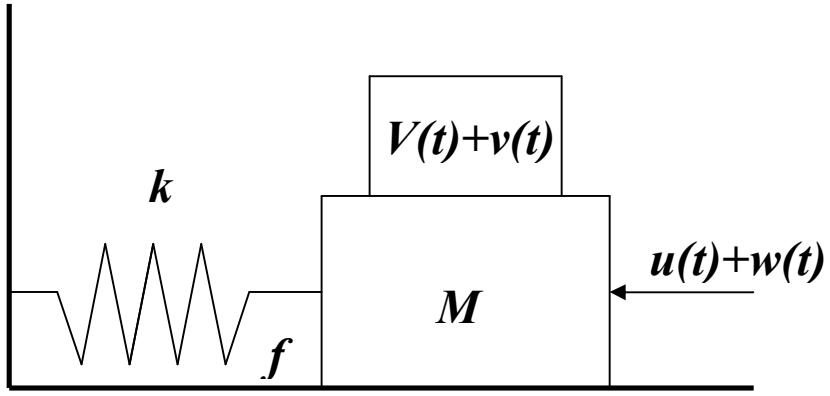



**Рисунок 1**. Модель простейшей транспортной системы

Динамика движения этой транспортной системы описывается дифференциальным уравнением 2-го порядка

$$x'' + fx' + kx = u + w$$

или системой дифференциальных уравнений 1-го порядка.

$$y'(t) = F(t)y(t) + G(t)(u(t) + w(t))$$

здесь $y(t)=\begin{bmatrix} x(t) \\ v(t) \end{bmatrix}$, $F(t)=\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k & -f \end{bmatrix}$, $G(t)=\begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$. Модель системы измерений задается уравнением $z(t)=Hy(t)+v(t)$, где $H(t)=\begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$.

Для определения состояний (текущего положения и скорости) этой транспортной системы применима процедура фильтра Калмана [1-3]

$$\bar{y}'(t) = F(t)\bar{y}(t) + G(t)u(t) + P(t)H^T(t)R^{-1}(t)(z(t) - H(t)\bar{y}(t))$$
$$P'(t) = F(t)P(t) + P(t)F^T(t) + G(t)Q(t)G^T(t) - P(t)H^T(t)R^{-1}(t)H(t)P(t)$$

здесь: $\bar{y}(t) = M\{y(t)\}$ - вектор оценок состояний $y(t)$, $P(t) = \mathrm{var}(y(t))$ - ковариационная матрица оценок состояний, $R(t) = \sigma_v^2$ и $Q(t) = \sigma_w^2$. Поскольку рассматриваемая система является наблюдаемой, процедура фильтра Калмана должна давать устойчивые состоятельные оценки текущего положения и скорости системы.

Легко видеть, каким образом в этом случае используются измерительные данные датчика скорости: интегрируется система уравнений модели динамики системы с коррекцией на показания системы измерений, что и обеспечивает статистическую устойчивость и состоятельность получаемых оценок.

При решении прикладных задач часто используется дискретная форма моделей динамики движения и системы измерений. Переход от непрерывной формы модели к дискретной может быть осуществлен с использованием аппроксимаций (здесь $\tau$ - интервал дискретизации модели системы)

$$x'(t) \approx \frac{x(t+\tau) - x(t)}{\tau}$$
$$x''(t) \approx \frac{x'(t+\tau) - x'(t)}{\tau} \approx \frac{x(t+\tau) - 2x(t) + x(t-\tau)}{\tau^2}$$

Калмановская фильтрация обладает одним весьма существенным недостатком – в модели динамики системы предполагается, параметры системы (элементы матриц $F(t)$ и $G(t)$) известны точно. Это требование практически невозможно обеспечить: даже в случае рассмотренной простейшей транспортной системы ее параметры (коэффициенты ***k*** и ***f***) можно задать (определить) только с некоторой точностью. Эта проблема может быть решена с использованием предложенной в [6,7] концепции стохастических динамических систем с параметрическими неопределенностями (ПН). В рамках этого подхода неточно известные параметры системы рассматриваются как некоторые реализации случайных процессов с известными априори статистическими характеристиками. В [6,7] рассмотрены методы прогнозирования и обработки данных в линейных динамических системах (ЛДС) с ПН различных типов, в [6] рассмотрены также методы оптимального управления для такого рода систем.

К сожалению, требования по объему публикации не дают возможности даже краткого описания этого подхода: достаточно полную информацию по методам обработки данных и оптимального управления в ЛДС с ПН можно найти в [6,7].

**Результаты моделирования**

Для проверки работоспособности предлагаемых алгоритмов обработки измерений и оптимального управления в транспортных системах было проведено численное моделирование. При этом рассматривалась линейная система третьего порядка с шестью неточно известными параметрами вида:

$$x(k) = F(\theta)x(k) + G(\theta)u(k) + w(k)$$
$$z(k) = Hx(k) + v(k)$$

где: $F(\theta) = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \theta_1 & \theta_2 & \theta_3 \end{vmatrix}$, $G(\theta) = \begin{vmatrix} \theta_4 \\ \theta_5 \\ \theta_6 \end{vmatrix}$

В модели системы полагалось, что $H=\{1,-2,1\}$, т.е. измерения $z(k)$ прямо пропорциональны ускорениям системы $z(k) \approx Kx''(k-1)$, где $K$ – некоторый коэффициент. В процессе моделирования использовались следующие оценки параметров: $\bar{\theta}_i=(1.807,-1.012,0.578,0.291,0.508,0.99)$ и $\sigma_\theta^2=diag(0.0001,0.0001,0.0001,0.0001,0.0001,0.0001)$. При этом истинные значения параметров системы принимали следующие значения $\theta=(1.8,-1.01, 0.58,0.3,0.5,1.0)$. Оценки начального состояния также считались нормально распределенными со следующими характеристиками $\bar{x}(0) = x(0) = 0$, $\sigma_x^2 = diag\{0,0,10\}$. Шумы $\{w(k)\}_{i=1}^3$ и $v(k)$ считались независимыми, нормально распределенными с нулевым средним и $\sigma_{w(k)}^2 = diag\{0,0,1\}$, $\sigma_{v(k)}^2 = 0.0001$.

При моделировании выполнялось сравнение характеристик решений как при использовании классических методов (фильтр Калмана и достоверно эквивалентный закон управления), так и предложенных в [6,7] алгоритмов обработки измерений и оптимального управления. Далее для определения используемых алгоритмов применяются следующие условные обозначения:

Для алгоритмов обработки измерений

SYS=0 - алгоритм классического фильтра Калмана;

SYS=1 - алгоритм фильтрации для ЛДС с неустранимой ПН;

Для алгоритмов оптимального управления:

CONT=0 - алгоритм достоверно эквивалентного закона управления;

CONT=1 - алгоритм управления ЛДС с неустранимой ПН.

Моделирование включало в свой состав три группы прогонов по 1000 реализаций в каждом для программы-имитатора и соответствующих алгоритмов обработки измерений и управлений по методу Монте-Карло. Три группы прогонов использовались для проверки статистической устойчивости получаемых результатов. Помимо этого для оценки недостижимой нижней грани значений рассматриваемых функционалов было проведено моделирование оптимального управления системой с точно известными параметрами.

**Задача перехвата**

В данном примере необходимо привести третью компоненту вектора состояний к заданному состоянию. Это можно выразить с использованием функционала

$$J = \frac{1}{2} M \left\{ [x_3(N) - \rho]^2 + \sum_{i=0}^{N} \lambda u^2(i) \right\}$$

В процессе моделирования использовались следующие значения переменных $N$=100, $\rho$=50, $\lambda$=0.0001. Результаты моделирования представлены в Табл. 1.

**Таблица 1**. Результаты моделирования для задачи перехвата

| | **Расчетное значение функционала** | **Средняя стоимость** | **Дисперсия стоимости** | **Макс. стоимость** | **Средний промах** | **Дисперсия промаха** | **Макс. промах** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **Точные параметры** | 1,7933936 | 1,8154483 | 2,518856 | 20,60164 | 3,5870035 | 5,037974 | 41,16762 |
| | | 1,794102 | 2,346636 | 15,36429 | 3,5438863 | 4,693695 | 30,6858 |
| | | 1,906686 | 2,658486 | 23,11486 | 3,7697035 | 5,317288 | 46,18955 |
| **SYS = 0 CONT = 0** | 1,7799001 | 1,916E+10 | 2,87E+10 | 2,4E+11 | 3,832E+10 | 5,75E+10 | 4,79E+11 |
| | | 2,04E+10 | 2,9E+10 | 2,38E+11 | 4,079E+10 | 5,79E+10 | 4,77E+11 |
| | | 1,932E+10 | 2,87E+10 | 3,17E+11 | 3,864E+10 | 5,75E+10 | 6,35E+11 |
| **SYS = 1 CONT = 1** | 10,496133 | 2,8906238 | 3,932243 | 24,63972 | 5,6095835 | 7,869852 | 48,94072 |
| | | 2,6770432 | 3,655151 | 30,11514 | 5,176462 | 7,309367 | 60,16379 |
| | | 2,7043573 | 3,564743 | 26,86043 | 5,2400691 | 7,12595 | 53,65563 |

**Пример мягкой посадки**

В этом примере вместо приведения к требуемому значению только третьей компоненты вектора состояний рассматривается задача совмещения конечного вектора состояния с определенной точкой в пространстве состояний. Данной задаче соответствует следующее выражение для функции стоимости

$$J = \frac{1}{2} M \left\{ (x(N) - \rho)^T (x(N) - \rho) + \sum_{i=0}^{N} \lambda u^2(i) \right\}$$

где $\rho$ - точка в $R^3$, $\lambda$=0.0001 и $N$=100, как и в предыдущем примере. Данную задачу можно рассматривать как задачу обеспечения мягкой посадки с конечным состоянием с $\rho$={50,50,50}.

Методика проведения моделирования аналогична используемой при решении задачи перехвата. Результаты моделирования представлены в Табл. 2.

**Таблица 2**. Результаты моделирования для задачи мягкой посадки

| | **Расчетное значение функционала** | **Средняя стоимость** | **Дисперсия стоимости** | **Макс. стоимость** | **Средний промах** | **Дисперсия промаха** | **Макс. промах** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **Точные параметры** | 3,9891492 | 3,9953619 | 4,359434 | 34,53984 | 7,9222822 | 8,718532 | 68,98856 |
| | | 3,9034802 | 4,174907 | 30,57729 | 7,7381934 | 8,348702 | 61,07038 |
| | | 3,8861177 | 4,315499 | 32,02694 | 7,7041159 | 8,630658 | 63,98146 |
| **SYS = 0 CONT = 0** | 3,9095878 | 3261,8398 | 4509,321 | 34674,26 | 6523,4161 | 9018,37 | 69346,41 |
| | | 3171,7555 | 4388,077 | 38780,94 | 6343,2528 | 8775,888 | 77559,41 |
| | | 3164,3977 | 4402,864 | 26094,01 | 6328,5375 | 8805,462 | 52186,48 |
| **SYS = 1 CONT = 1** | 28,720105 | 7,0708776 | 7,326477 | 53,85052 | 13,785821 | 14,65731 | 107,3329 |
| | | 6,3047852 | 6,648359 | 59,51598 | 12,249789 | 13,27902 | 118,7388 |
| | | 6,6267117 | 7,208262 | 55,53071 | 12,887762 | 14,40561 | 110,33 |

**Анализ**

Полученные в процессе моделирования результаты со всей очевидностью подтверждают известный факт высокой чувствительности фильтра Калмана и достоверно эквивалентного закона управления к точности определения параметров модели системы – сравнительно небольшие систематические ошибки в их задании приводят к явной неустойчивости решений алгоритмов SYS=0/CONT=0. Одновременно представленные результаты позволяют утверждать, что вариант SYS=1/CONT=1 при прочих равных условиях обеспечивает устойчивость получаемых решений, причем их точность сравнима с точностью варианта точно известных параметров.

Следует обратить внимание на тот факт, что как в случае задачи перехвата, так и в случае мягкой посадки, расчетные (априорные) значения функционала для варианта SYS=1/CONT=1 значительно превышали вычисленные средние значения. Это говорит о том, что алгоритм варианта SYS=1/CONT=1 предполагал, что оценки параметров $\bar{\theta}_i$ являются более грубыми, и возможно использование оценок с большей нормой $\|\theta-\bar{\theta}\|^2_{\left[\sigma^2_{\theta}\right]^{-1}}$ - метод обеспечит свою устойчивость и при таких исходных данных.

В заключение следует упомянуть о следующем. Нетрудно обратить внимание на то, параметры рассмотренной модели системы очень похожи на параметры модели, использованной при моделировании из [6] - основное отличие заключается в том, что моделирование [6] использовало гораздо более грубые оценки. Это объясняется следующим: анализ предварительных данных показал, что получение приемлемых результатов при использовании акселерометров в качестве базовых элементов системы измерений накладывает гораздо более жесткие требования на точность используемых оценок параметров модели системы по сравнению с рассмотренными в [6] вариантами.

**Заключение**

В настоящей работе представлено общего вида описание алгоритмов оптимальной обработки измерений, предназначенных для использования в перспективных инерциальных навигационных системах в контуре управления транспортными объектами. Предлагаемые алгоритмы построены с использованием идей и подходов фильтра Калмана и оптимального стохастического управления. При этом показано, что использование концепции параметрической неопределенности ЛДС [6,7] обеспечивает эффективное (с приемлемой степенью точности) решение ряда транспортных задач для систем, описываемых линейной моделью с неточно известными параметрами. Все это позволяет выдвинуть предположение, что дальнейшая разработка этой методологии должна привести к синтезу высокоэффективных алгоритмов обработки данных и управления для транспортных систем, использующих инерциальные системы навигации, и описываемых нелинейной моделью.

**Библиографический список**


[1] Ф. Брайсон, Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. М. Мир, 1972.

[2] Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. Под ред. К.Т. Леондеса. - М.: Мир, 1980.

[3] Дж. Саридис. Самоорганизующиеся стохастические системы управления. - М.: Наука, 1980.

[4] Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weil, Angus P. Andrews. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. John Wiley & Sons, Inc., 2001.
[5] Jeffrey T. Spooner, Manfredi Maggiore, Raul Ordonez, Kevin M. Passino. Stable Adaptive Control and Estimation for Nonlinear Systems: Neural and Fuzzy Approximator Techniques. John Wiley & Sons, Inc., 2002.
[6] А.В. Новиков, В.А. Яценко Новый подход к проблеме стохастической оптимизации линейных динамических систем с параметрическими неопределенностями. Космічна наука і технологія. 2006.Т.12. №2/3 С.83-97.
[7] В.А. Яценко, С.Н. Миронов. Метод синтеза алгоритмов прогнозирования и обработки измерений в стохастических линейных динамических системах с параметрической неопределенностью. В сборнике “Ракетная техника. Ракетное вооружение” Выпуск 1-2. Днепропетровск, 2006, стр. 68-81.

УДК 681.513

# СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКОЙ САМОЛЁТА

Бурнашев В.В.
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
м. Київ, Україна

Быстротечность режимов посадки, необходимость точного поддержания близких к критическим параметров полета на этапе выравнивания и в точке касания обуславливают целесообразность построения системы, оптимальной по быстродействию и точности.

Синтез оптимальной системы управления посадкой осуществлен с использованием подхода, предложенного в работе [1].

Для анализа исследуемого объекта и синтеза удовлетворяющей поставленной задаче системы управления была составлена модель движения самолета по экспоненциальной траектории выравнивания. В общем виде продольное движение самолета на этапе выравнивания описывается следующими уравнениями:

$$\Delta\dot{V} + a_x^V\Delta V + (a_x^\alpha - a_x^\theta)\Delta\alpha + a_x^{\alpha^2}\Delta\alpha^2 + a_x^\theta\Delta\vartheta = a_x^{\delta\text{т}}\Delta\delta\text{т},$$

$$\Delta\dot{\alpha} - a_y^V\Delta V + (a_y^\theta - a_y^\alpha)\Delta\alpha - a_y^{\alpha^2}\Delta\alpha^2 - a_y^\theta\Delta\vartheta - \Delta\omega_z - a_y^H\Delta H = -a_y^{\delta\text{в}}\Delta\delta\text{в} - a_y^{\delta\text{т}}\Delta\delta\text{т},$$

$$\Delta\dot{\vartheta} + a_H^V\Delta V - a_H^\theta\Delta\alpha + a_H^\theta\Delta\vartheta - \Delta\omega_z = \dot{H} - a_H^{\dot{V}}.$$

$$\Delta\dot{\omega}_z + a_{mz}^V\Delta V + (a_{mz}^\alpha - a_{mz}^\theta)\Delta\alpha + a_{mz}^{\alpha^2}\Delta\alpha^2 + a_{mz}^\theta\Delta\vartheta + a_{mz}^{\omega z}\Delta\omega_z + a_{mz}^{\omega z^2}\Delta\omega_z^2 + a_{mz}^{\alpha\omega z}\Delta\alpha\Delta\omega_z + a_{mz}^H\Delta H =$$
$$= a_{mz}^{\delta\text{в}}\Delta\delta\text{в} + a_{mz}^{\delta\text{т}}\Delta\delta\text{т},$$

$$\Delta\dot{H} - a_H^V\Delta V + a_H^\theta\Delta\alpha - a_H^\theta\Delta\vartheta = 0.$$

Здесь где $\Delta V$, $\Delta\alpha$, $\Delta\vartheta$, $\Delta\omega_z$, $\Delta H$, $\Delta\delta_в$ - отклонения от программных величин скорости центра масс, угла атаки, угла тангажа, угловой скорости относительно связанной оси z, высоты полёта и угла поворота руля высоты; коэффициенты в уравнениях – переменные во времени функции программных параметров полета.

Кроме того, в общей модели следует учесть динамические свойства двигателя самолёта. При решении данной задачи использовалась апериодическая модель двигателя.

Таким образом, в качестве объекта управления выступает объект шестого порядка.

Для анализа работы синтезированной системы автоматической посадки учитывались также приведенные нелинейные составляющие в зависимостях подъёмной силы от угла атаки и продольного момента от угла атаки и угловой скорости.

Синтез оптимального регулятора осуществлен путем минимизации функционала $I$:

$$I = \frac{1}{2}\sum_{i,j=1}^{n}\rho_{ij}x_i(t_2)x_j(t_2) + \frac{1}{2}\int_{t_1}^{t_2}\sum_{i,j=1}^{n}\beta_{ij}x_i x_j dt + \frac{1}{q}\sum_{j=1}^{m}\int_{t_1}^{t_2}\left(\frac{u_j}{k_j}\right)^q dt +$$

$$+\frac{1}{p}\sum_{j=1}^{m}\int_{t_1}^{t_2}\left(k_j\sum_{k=1}^{n}\varphi_{kj}\left(\sum_{i=1}^{n}A_{ki}x_i + \sum_{i,l=1}^{n}A_{kil}x_i x_l + \ldots\right)\right)^p dt.$$

В данном выражении $x_i$, $u_i$ – параметры состояния и элементы вектора управления соответственно; $\varphi_{kj}$ – коэффициенты при управлениях в уравнениях состояния.

Выбор коэффициентов при терминальных слагаемых $\rho_{ij}$ , при слагаемых качества переходных процессов $\beta_{kj}$ , а также весовых коэффициентов работ управлений $k_j$ проводился за пять итераций. При этом p и q задавались равными 2.

Управления, соответствующие минимуму приведенного критерия качества ищутся в следующем виде.

$u_j = -k_j^p\left[\sum_{k=1}^{n}\varphi_{kj}\left(\sum_{i=1}^{n}A_{ki}x_i + \sum_{i,l=1}^{n}A_{kil}x_i x_l + \ldots\right)\right]^{p-1}$ , где при $A_{ijk\ldots s}(t_2)=\rho_{ijk\ldots s}$:

$$\dot{A}_{ij} - \sum_{p=1}^{n}(a_{pi}A_{pj} + A_{pi}a_{pj}) = -\beta_{ij},$$

$$\dot{A}_{ijk} - \sum_{p=1}^{n}(a_{pi}A_{pjk} + A_{pik}a_{pj} + a_{pk}A_{pij}) = -\beta_{ijk} + \sum_{p=1}^{n}(A_{pi}a_{pjk} + a_{pik}A_{pj} + A_{pk}a_{pij}),$$

. . . . . .

В последних уравнениях $a_{ij}$ – коэффициенты уравнений состояния.

При нахождении оптимальных управлений учитывалась только линейная часть объекта. Члены уравнений второго порядка учитывались лишь при проверке качества системы с полученным регулятором.

В дальнейшем моделирование работы системы дало результаты, позволившие отказаться от применения нелинейных управлений.

Система автоматического выравнивания включается в тот момент, когда двигающийся по глиссаде с наклоном –2,7° самолет снижается до высоты 25 м. С этого момента вертикальная скорость задаётся согласно программной траектории снижения, а именно - экспоненте с асимптотой, лежащей ниже ВПП. В соответствии с траекторией движения пересчитываются коэффициенты в уравнениях состояния.

При моделировании работы системы с синтезированным оптимальным регулятором учитывались такие возмущения: случайный и постоянный ветер с максимально допустимой для категории III скоростью (попутный, встречный, вертикальный), ошибки навигационной системы, возмущения от переключения с режима захода на посадку, обобщенный возмущающий момент, приведенный к отклонению руля высоты.

Ниже представлены некоторые переходные процессы – реакции на возмущающий момент относительно связанной оси z (рис. 1).

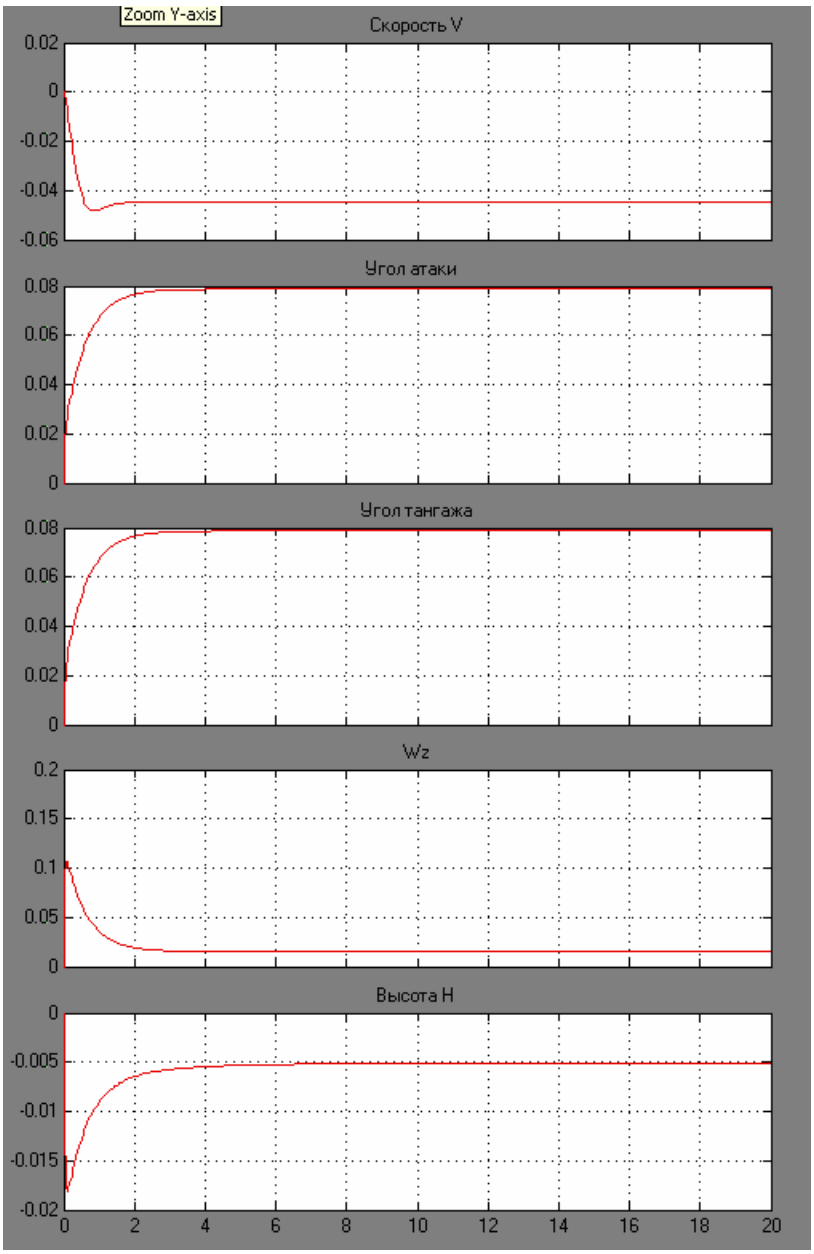



**Рисунок 1.** Переходные процессы в оптимальном контуре

Для всех рассмотренных вариантов возмущений вертикальная скорость в момент касания не превысила 0,8 м/с. Определено, что с использованием имеющихся на сегодняшний день в распоряжении измерителей, рассмотренным способом возможно синтезировать систему управления для автоматической посадки с приемлемыми характеристиками.

## Библиографический список

[1] Красовский А.А. Системы автоматического управления полётом и их аналитическое конструирование. М.: Наука, 1983, - 560 с.

УДК 531.8

# КЕРУВАННЯ РУХОМИМ АПАРАТОМ ЗА ВІЗУАЛЬНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ

О.М. Лаврущенко, В.Ю. Шевченко
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
м. Київ, Україна

# CONTROL OF MOVING OBJECT BY VISUAL INFORMATION

A. Lavryshenko, V. Shevchenko
National Technical University of Ukraine
“Kiev Polytechnical Institute”
Kiev, Ukraine
kp@viii.ntu-kpi.kiev.ua
faks@ntu-kpi.kiev.ua

## Вступ

Важливим сучасним питанням є розробка автономних машин, здатних виконувати свої функції без прямого втручання людини. Багато ідей щодо реалізації таких систем можливо знайти у природі. Одним з найпоширеніших методів орієнтації в природі, яку використовують живі істоти від комах до людини – візуальний. Рівень техніки у наш час дає можливість робити спроби відтворення механізмів цього процесу.

## Постановка задачі

Мета даної статті – розглянути один з можливих алгоритмів візуальної орієнтації і керування рухомим апаратом на їх основі.
При цьому введемо декілька спрощень. По-перше у якості середовища руху системи прийнято обмежений простір з відсутніми перешкодами, а у якості орієнтирів – прості, пласкі геометричні фігури. Апарат рухається по ідеально рівній поверхні, без проковзування коліс.
Ці спрощення, однак, дозволяють виявити основні можливості системи керування.
Дослідження інтегрує у собі різні напрямки сучасної науки: отримання зображень, їх обробка, розпізнавання; орієнтація та керування рухомими об’єктами; мікропроцесорна техніка, вбудовані системи, оптимізація програмного коду, архітектури програмного забезпечення та ін.

## Візуальна орієнтація

Візуальна орієнтація – визначення положення тіла у просторі, використовуючи візуальну інформацію про його оточення.
Визначення орієнтації відбувається шляхом обробки дискретної послідовності зображень [1], отриманих з чутливих елементів системи. У якості останніх виступає USB Web-камера, що працює на частоті 30 Гц.

Загальний алгоритм орієнтації зображено на рис.1. Звідси бачимо, що процес орієнтації у ідеальному випадку триває на протязі обробки двох кадрів. Далі обчислюється оптимальна траекторія і рухомий апарат починає рух за нею. З цього моменту система повинна лише забезпечити її дотримання.
Математична модель камери, яка прийнята у роботі – камера обскура чи перспективна камера [2]. Тобто зображення перетворюється камерою за

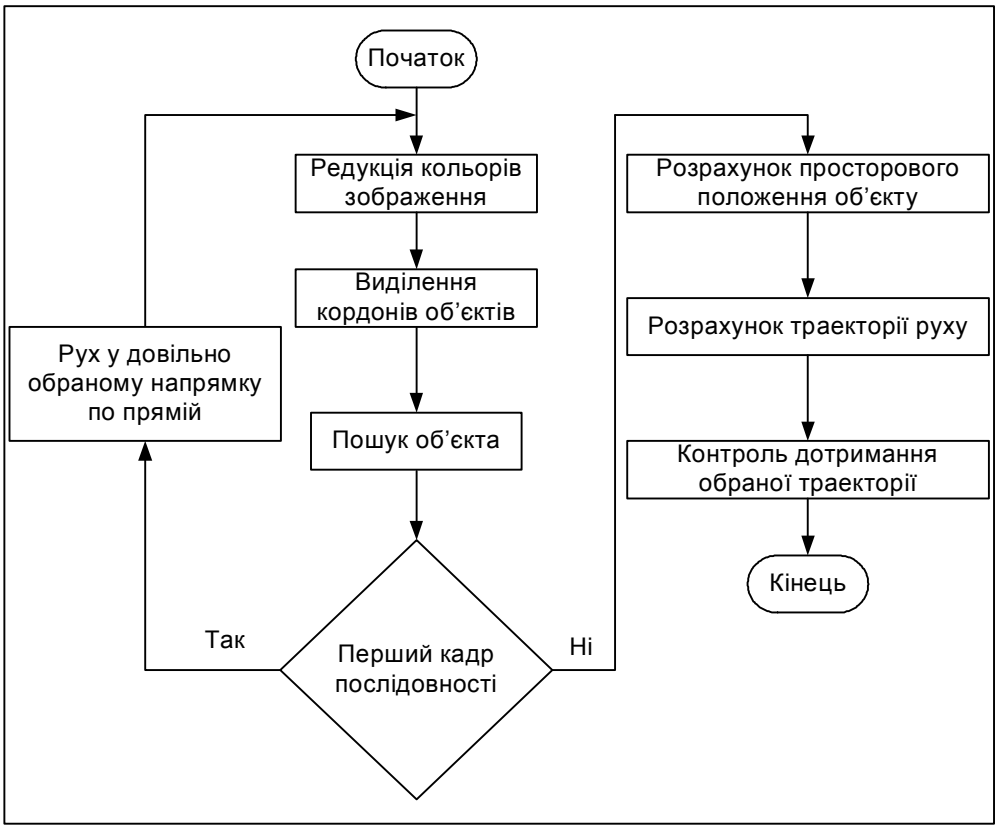



Рис. 1. Алгоритм роботи системи

законами перспективної проекції. Однак така модель не враховує лінзи, які дають
оптичні ефекти, що спотворюють зображення. Використана камера побудована на ПЗЗ-елементі з Байєровською [2,3] моделлю кольорового простору (вона наближена до параметрів людського ока), який обумовлює методику отримання кадру та часові обмеження, а також похибки. Деякі з них, як і оптичні ефекти, можна усунути калібровкою пристрою, інші можна врахувати за допомогою відомих статистичних моделей [2,3].

Розглянемо алгоритм роботи системи. Першим кроком є обробка зображення, для виділення з нього суттєвої інформації. Для цього отриманий кольоровий кадр трансформується у чорно-біле бінарне зображення (рис.2).
У якості функції перетворення беремо систему нерівностей

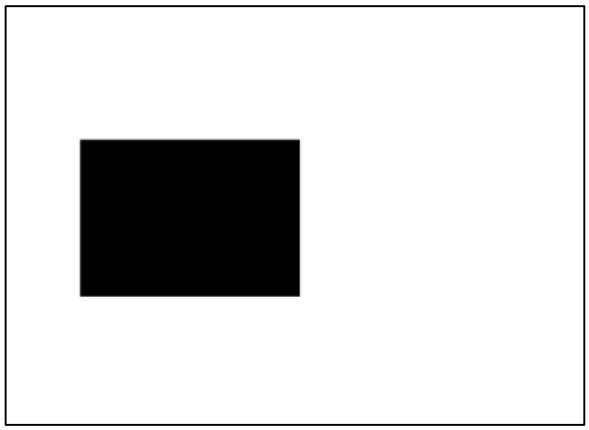


Рис. 2. Трансформація кольорів.

$$\begin{cases} r < \varepsilon \\ g < \varepsilon \\ b < \varepsilon \end{cases} \quad (1),$$

де $r$, $g$, $b$ – відповідно складові насиченості червоного, зеленого і синього кольорів окремого пікселу, а $\varepsilon$ – константа, яка задає максимум відхилення від чорного кольору.
З введених спрощень, щодо оточення системи випливає, що результат такої трансформації не зіпсує загальну картину кадру, оскільки шум, що виникне на кадрі, не буде перевищувати перепаду контрастності між майже білим фоном і темним кольором об'єкту. Таким перетворенням задаємо околицю у формі кубу, навколо точки у RGB-просторі, відповідаючій чорному кольору, таку, що

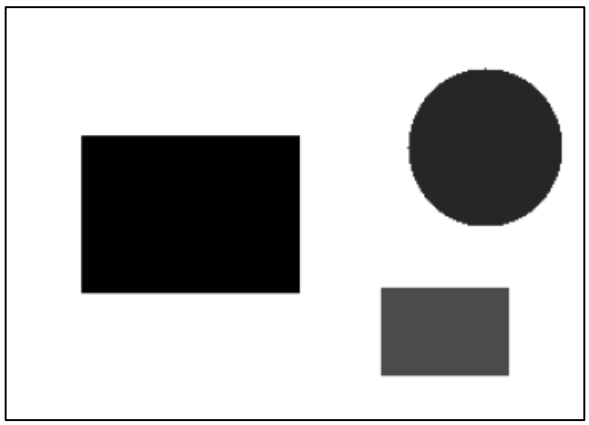


Рис. 3. Приклад кадру

пікселі, які потрапили до неї, стають чорними, а інші – білими (рис.3).

Наступним кроком є аналіз об'єкту. При цьому визначається об'єкт, на котрий треба зорієнтуватися. У якості ознаки належності об'єкту до певного класу прийнято відношення периметру його контуру до площі [1].

Спочатку виділяються контури об'єктів, що потрапили у кадр. Для цього поточковим диференціюванням знаходимо значення

$$G = |C_{i-1,j} - C_{i,j}| + |C_{i,j-1} - C_{i,j}| + |C_{i+1,j} - C_{i,j}| + |C_{i,j+1} - C_{i,j}| \quad (2),$$

де $C$ – колір пікселу, а $i$ та $j$ – його координати. При $G > 0$ піксел залишається чорним, інакше інвертується у білий.

Для визначення співвідношення площа/периметр обрано метод обходу контуру, що відомий як ланцюговий код [1]. Ланцюговий код контуру визначається з властивості зв'язаності пікселів. Зв'язаними вважають пікселі, що мають спільні кордони, тобто кожен піксел максимум зв'язаний з вісьма іншими. Маючи координати однієї точки контуру можемо визначити і координати інших його точок.

При обході контуру рахуючи кількість пройдених пікселів, та площу, яку вони обмежують визначаємо периметр і загальну площу об'єкту. Одночасно можемо визначити центр мас фігури, у яку проецирується об'єкт, який і буде точкою простору, відносно якої буде проходити орієнтація.

Для визначення просторових координат об'єкту використано метод фотограмметрії [1]. Оскільки між двома першими кадрами послідовності апарат рухається по прямій, маємо модель нормального випадку зйомки [1]. Тому визначивши координати точки центра мас фігури на двох кадрах, скористаємося наступними формулами:

$$p = x - x' \quad (3),$$

$$X = xB / p \quad (4),$$

$$Y = fB / p$$

де $X$, $Y$ – просторові координати об'єкту, $x$, $x'$ - координати $x$ центра мас фігури об'єкту на першому та другому кадрі, $f$ – фокусна відстань камери, $B$ – базис зйомки, який відповідає відстані подоланій апаратом, $p$ – горизонтальний паралакс.

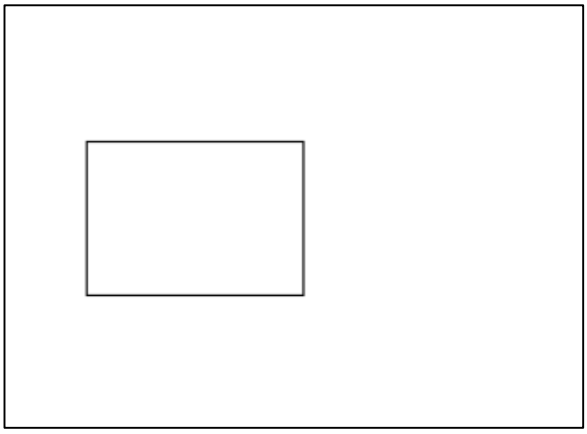


Рис. 4. Кадр після виділення контурів

Результат роботи алгоритму візуальної орієнтації при обробці двох тестових кадрів на рис. 5.

**Система керування траєкторним рухом.**

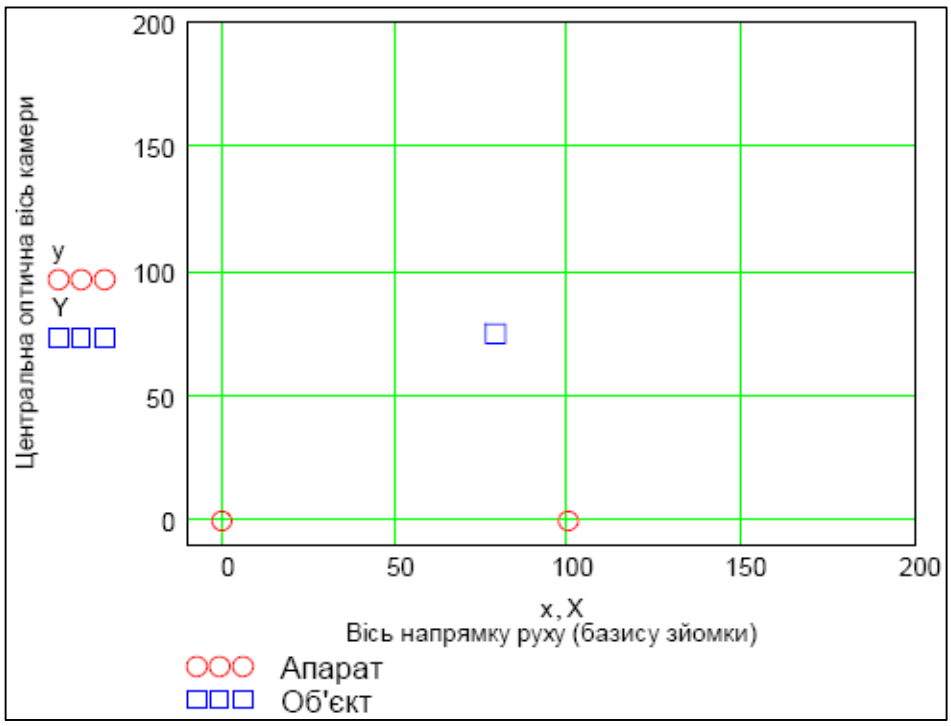



Рис. 5. Приклад результату визначення просторових координат об’єкту (кільця – положення камери, квадрат – об’єкт).

Керування рухомим апаратом відбувається за допомогою програми керування системи. Динамічна модель рухомого апарату встановлює зв’язки вихідних змінних, до яких відносяться Декартові координати $(X,Y)$ та кут орієнтації $\alpha$, і вхідні (керуючі) моменти у якості яких виступають поздовжня сила $F$ та крутний момент $\mu$ [4,5]. Задача системи керування полягає у формуванні керуючих впливів, які забезпечують переміщення центра мас у просторі з урахуванням сил опору навколишнього середовища.

Розглянемо принцип дії системи (рис. 6): після ввімкнення сигнал з контролера керування передається на кроковий двигун, він у свою чергу працює до часу у

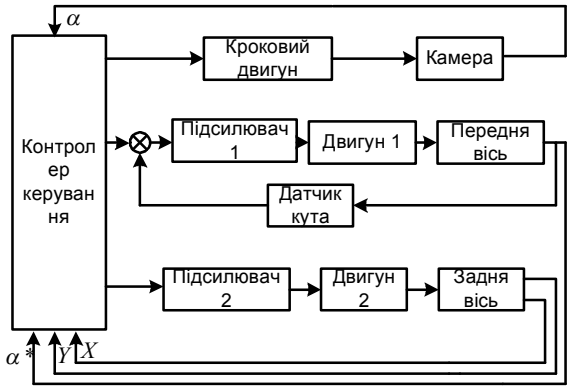



Рис. 6. Принципова схема САК

який камера знаходить об’єкт одночасно повідомляє про це контролеру з якого

відправляється сигнал на рухомий апарат, що необхідно їхати вперед деяку відстань $s$, з отриманого трикутника (нульове положення системи перше та об'єкт) знаходимо відстань до об'єкту та оптимальну траєкторію руху системи.
Модель руху характеризується парою $\chi, \alpha$. Де $\chi = (X, Y)$ - вектор Декартових координат центра мас $O$, $\alpha$ – кутова орієнтація. З кутом $\alpha$ зв'язана ортогональна матриця відповідна до базису у точці $O$:

$$T(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha \\ -\sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (5).$$

Поступальний рух описується моделлю:

$$\dot{\chi} = V, \quad m\dot{V} = T^T(\alpha)(F + F_c) \quad (6),$$

а обертальний рух:

$$\dot{a} = \omega, \quad J\dot{\omega} = \mu + \mu_c \quad (7),$$

де $V$ і $\omega$ - відповідно лінійна та кутова швидкості, $F$ та $F_c$ - задані керуючі та збурюючі силові впливи, $\mu$ і $\mu_c$ - керуючі та збурюючі моменти, $m$ та $J$ - масові та інерційні характеристики. Вектор швидкості $V_z$ у відносній системі координат знаходиться за формулою:

$$V_z = T(a)V \quad (8).$$

Збурюючі та керуючі впливи знаходяться за виразами:

$$F = \begin{pmatrix} M \\ 0 \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$F_c = -K_y(V_z)V_z \quad (10),$$

$$\mu_c = -k_a(\omega)\omega \quad (11),$$

$$K_y = \begin{pmatrix} k_1|V_{z1}| & 0 \\ 0 & k_2|V_{z2}| \end{pmatrix}, \; k_a = k_3|\omega| \quad (12),$$

де $k_i$ - коефіцієнти в'язкого тертя.
Приведені рівняння описують трьохканальну систему шостого порядку з виходами $X, Y, a$ та входами $M, \mu$.
Розглянемо рух відносно гладкого відрізку плоскої кривої N, неявний опис якого має вид:

$$\varphi(\chi) = 0 \quad (13)$$

а відповідна локальна координата знаходиться з виразу:

$$s = \psi(\chi) \quad (14).$$

Функції $\varphi(\chi)$, $\psi(\chi)$ - гладкі. Після ряду перетворень отримаємо у визначеному режимі відносну орієнтацію рухомого апарату по відношенню до N:

$$T(\alpha) = T(\Delta\alpha)T(\alpha^*) \quad (15),$$

у скалярній формі:

$$\alpha = \Delta\alpha + \alpha^* \quad (16),$$

$\Delta\alpha$ - кут розвороту, визначається виразом:

$$\Delta\alpha = arctg\left(\frac{m}{k_2}\xi V^*\right) \quad (17).$$

Введемо у розгляд похибки траєкторного руху. Порушення умови (13) характеризується ортогональним відхиленням:

$$e = \varphi(\chi) \tag{18},$$

яке на множині $N$ приймає нульові значення. Поточні порушення кутових співвідношень (16) визначаються кутовою похибкою

$$\delta = \alpha - \alpha^* - \Delta\alpha \tag{19}.$$

Потрібна орієнтація системи відповідає нульовому значенню $\delta$. Таким чином задача траекторного керування полягає у знаходженні входів $M$ та $\mu$, які забезпечують:

- стабілізацію руху рухомого апарату відносно кривої $N$, мається на увазі, що вектор *e* наближається до нуля;
- підтримка потрібного режиму поздовжнього руху $s = s^*(t)$, яке задається за допомогою простої еталонної моделі:

$$\dot{s}^* = V_s^* = const \tag{20},$$

або обнуління швидкісної похибки:

$$\Delta V_s = V_s^* - \dot{s} \tag{21}.$$

Для синтезу алгоритму керування необхідні швидкісні співвідношення. Продифірінцюємо рівняння (14), (18), (19) за часом та приймемо до уваги (6), (15), (16) знайдемо, що для невеликих відхилень *e* виконується:

$$\begin{pmatrix} \dot{s} \\ \dot{e} \end{pmatrix} = T(\alpha)\dot{\chi} \tag{22},$$

$$\dot{\delta} + \dot{s}\xi = \omega \tag{23}.$$

Після ряду перетворень отримаємо алгоритм керування поздовжнім та поперечним рухом відповідно:

$$M = k_s \cdot \Delta V_s + m \cdot \xi \cdot V^{*2} \cdot \sin(\Delta\alpha) \tag{24},$$

$$\mu = \mu_\delta + \frac{1}{V_s^*}\left(k_{e1}\dot{e} + k_{e2}e\right) + k_{\delta 1}\dot{\delta} + k_{\delta 2}\delta \tag{25}.$$

Таким чином, алгоритм керування траєкторним рухом автономного рухомого апарату представляється локальними регуляторами (24) та (25). Його реалізація передбачає використання вимірів відносного розміщення та орієнтації системи.

## Висновки

В статті було розглянуто методику орієнтації в просторі за допомогою візуальної інформації, описані алгоритми реалізації. Також висвітлене питання керування траекторним рухом. Подальший розвиток тематики передбачає оптимізацію алгоритмів та покращення їх результативності, також реалізація у вигляді бінарної програми, виконуючої вимоги роботи у реальному часі і створення апаратного комплексу, на якому буде працювати система.

## Бібліографічний список

[1] Б.В. Анисимов, В.Д. Курганов, В.К. Злобин, «Распознавание и цифровая обработка изображений» М.: Высш. Шк., 1983
[2] Д.А. Форсайт, Ж. Понс, «Компьютерное зрение современный подход» М.: Вильямс, 2004
[3] A. Hagnelius, «Visual odometry» Master thesis, 2005
[4] И.В. Мирошник, «Системы управления движением колёсных роботов» СПБ: Наука, 2001
[5] Д.Е. Охоцимский, Ю.Г. Мартыненко, «Новые задачи динамики и управления движением мобильных колесных роботов», журнал Успехи механики, 2003

УДК 681.327

# ОБЪЕКТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДАННЫМИ "SPACE"

Борисов В.В.

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт",
г. Киев, Украина.

# THE OBJECT DATA MANAGEMENT SYSTEM "SPACE"

V. Borisov

National technical university of Ukraine
"Kiev politechnic institute", Ukraine, Kiev.

В статье дано описание структуры данных и принципов функционирования объектно−оринтированной системы управления проектными базами данных "SPACE" v 1.0.

**Введение.** Объектно−ориентированная СУБД – это система, позволяющая создавать, хранить и использовать информацию в форме объектов. Полностью объектно−ориентированная СУБД обеспечивает также объектно−ориентированный интерфейс взаимодействия с пользователем [ 1 ].

Наиболее широкое применение объектно−ориентированные базы данных нашли в таких областях, как системы автоматизированного конструирования/производства ( CAD/CAM ), системы автоматизированной разработки програмного обеспечения ( CASE ), системы управления составными документами – словом, в областях не вполне традиционных для баз данных. Особенно заметно присутствие объектно−ориентированных СУБД в сфере CAD/CAM [ 2 ].

Использование объектных СУБД позволяет более эффективно решать вопросы надежности управления данными в процессе проектирования сложных технических объектов ( ТО ) и, в частности, ряд вопросов надежного функцирования программного обеспечения систем автоматизированного проектирования.

К сожалению, объектные СУБД до сих пор не получили широкого распространения, что можно объяснить общей неразработанностью концепции автоматизированного проектирования. Поэтому области их применения достаточно локальны и не могут сравниться с областями применения современных реляционных СУБД. Сведения по многим объектным СУБД носят фрагментарный характер.

В настоящей статье приведено описание объектной СУБД "SPACE", обеспечивающей решение задач проектирования сложных ТО и, в частности,

задач формирования моделей силовой конструкции сложных ТО для проведения прочностных по методу конечных элементов.

**Цель разработки.** При создании системы "SPACE" ставились следующие основные задачи:

- повышение эффективности управления корпоративными БД, размещенными на множестве географически удаленных серверов данных;
- снижение риска потери и искажения данных в распределенных БД;
- снижение риска утечки конфиденциальной информации из распределенных БД;
- повышение эффективности разработки современного программного обеспечения, путем дальнейшего развития концепции объектно−ориентированного программирования;
- исследование возможности создания корпоративных банков алгоритмов и электронных технологий.

**Основные принципы функционирования.** "SPACE" представляет собой систему управления базами данных (СУБД) организованных по объектному принципу. Основой поддерживаемых ею логических структур данных является объект, который представляет собой множество, включающее в себя не только массивы данных, но и процедуры их обработки (рис. 1). По сути каждый объект представляет собой полноценную базу данных (БД). Таким образом в "SPACE" отсутствует понятие программного обеспечения, внешнего по отношению к данным. Доступ к данным возможен только с помощью программного обеспечения, являющегося частью соответствующего объекта.

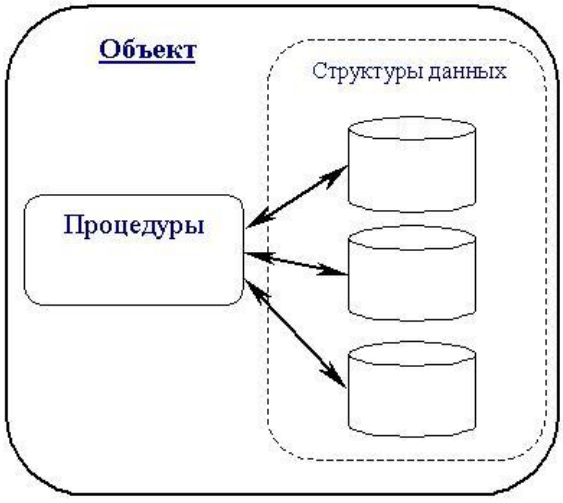



**Рисунок 1.** Структура объекта

Объекты группируются в БД, называемые "SPACE" ("Пространство"), представляющую собой логически непрерывное информационное

пространство. Структура SPACE формируется по принципу входимости объектов. Основой структуры является головной объект. Процесс формирования структуры данных осуществляется на основе принципа последовательной детализации структур объектов ( перехода на новый уровень абстракции ), реализуемого путем создания, с помощью уже существующих объектов, объектов–потомков, что хорошо согласуется с потребностями проектирования, основанном на методе последовательной детализации ( рис. 2 ). Таким образом любой вновь созданный объект, за исключением головного, является потомком ( субобъектом ) по отношению к какому–либо из ранее созданных объектов.

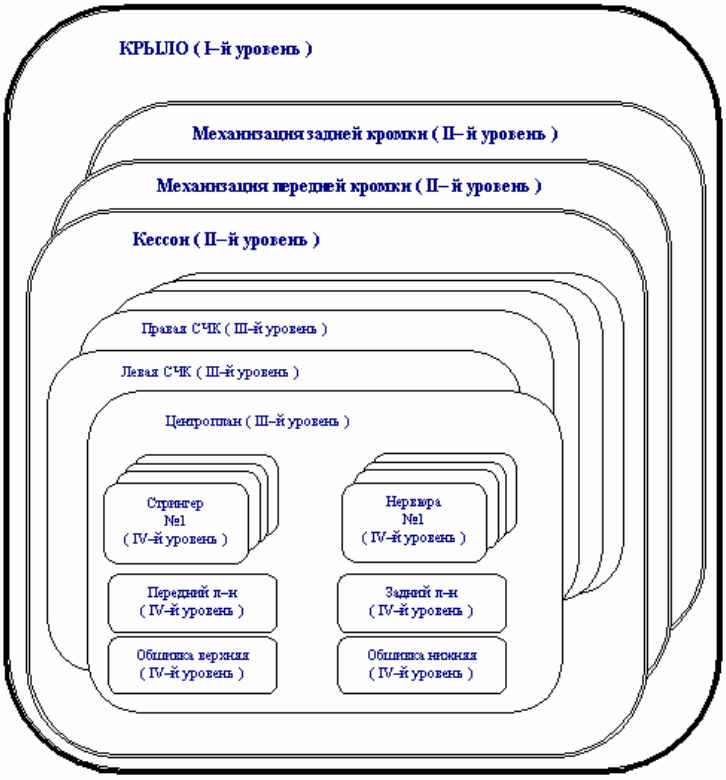



**Рисунок 2.** Формирование структуры проекта на базе SPACE

При этом любой объект всегда может активизировать любую функцию в принадлежащем ему субобъекте или передать управление любой функции в родительском объекте. Кроме того предусмотрена возможность взаимного вызова объектов, не объединенных по принципу "родитель–потомок".

При этом анализ и обработка данных могут осуществляться как непосредственно внутриобъектным программным обеспечением, так и путем активизации объекта извне, если его программное обеспечение предусматривает обмен данными с другими объектами. В последнем случае прием и передача информации от одного объекта к другому могут осуществляться через общие массивы данных, создаваемые с помощью функций пересечения объектов, поддерживаемой СУБД "SPACE" ( рис. 3 ).

СУБД "SPACE" может одновременно оперировать с несколькими SPACE–ами, обеспечивая эффективный обмен данными между ними.

Информация о структурах данных объектов и внутриобъектных программных процедурах содержится в специальных библиотеках классов, представляющих собой полноценные базы данных, поддерживаемые с помощью отдельных СУБД. Для описания классов используется специально разработанный язык программирования "SPACE C", представляющий собой разновидность широко известного объектно–ориентированного языка программирования "C++". Формирование библиотеки классов осуществляется с помощью программного пакета, обеспечивающего регистрацию, редактирование, трансляцию и отладку классов.

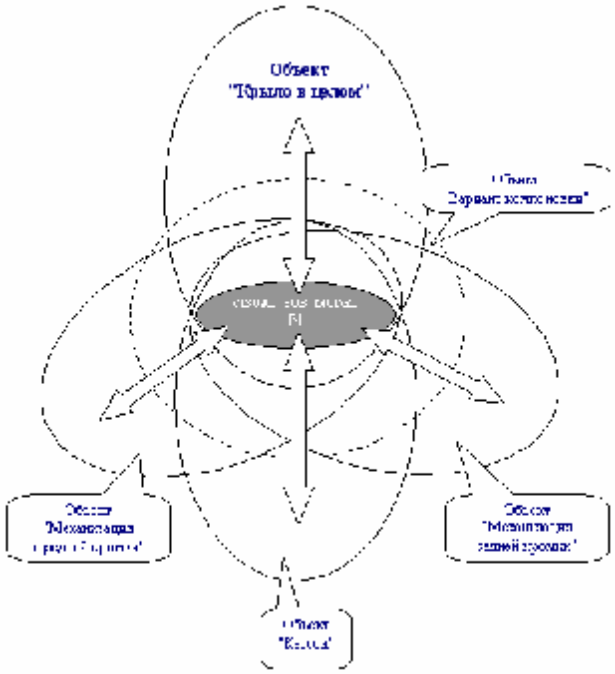


**Рисунок 3.** Иллюстрация пересечения объектов

**Схемы представления данных.** Важной особенностью "SPACE" является наличие в двух параллельных схем представления данных: административной и клиентской.

Назначение административной схемы данных – информационное обеспечение задач управления "SPACE". Административная схема данных не связана непосредственно с конкретными задачами, решаемыми в рамках "SPACE", и представлет собой комплекс иерархических структур данных (SPACE–ов), автоматически формируемых из различных объектов по принципу "родитель–потомок". Непрерывность каждого SPACE–а обеспечивается вне зависимости от того, размещается ли он на одном сервере или на нескольких удаленных друг от друга серверах. Административная схема данных поддерживается непосредственно самой СУБД "SPACE".

Клиентская схема данных обеспечивает решение прикладных задач, связанных с созданием и эксплуатацией в среде "SPACE" различного рода информационных систем. Клиентская схема данных формируется и поддерживается с помощью программного обеспечения, входящего в состав

объектов, что дает возможность формировать в рамках "SPACE" любые логические структуры данных.

**Основные принципы управления "SPACE".** Наличие двух параллельных схем представления данных позволяет организовать два независимых уровня управления данными: административный и клиентский.

На административном уровне обеспечивается работоспособность системы "SPACE" как таковой; при этом решаются следующие задачи:

- обеспечение функционирования серверов на аппаратном и системном уровнях;
- регистрация библиотек классов;
- регистрация клиентских SPACE–ов;
- оптимизация размещения данных в зависимости от частоты обращений и потребной скорости доступа;
- защита хранимой информации от искажения;
- исключение потерь данных.

На клиентском уровне решаются следующие задачи:

- создание библиотек классов и управление ими;
- разработка классов объектов;
- проектирование структур данных клиентских информационных систем, функционирующих в среде "SPACE";
- создание и администрирование клиентских БД;
- обслуживание пользователей клиентских информационных систем (программирование и поддержка пользовательского интерфейса);
- управление доступом к информации со стороны физических лиц (поддержка системы паролей и прав доступа);
- управление межобъектным обменом данными;
- управление скоростью доступа к данным и создаием резервных копий.

Наличие двух уровней управления позволяет повысить эффективность работы администраторов системы.

Задачи административного уровня решаются непосредственно персоналом информационных центров, входящих в состав системы "SPACE". При этом перечень задач легко поддается унификации, что позволяет эффективно автоматизировать процесс управления, а также существенно упрощает подготовку персонала.

Задачи клиентского уровня решаются сотрудниками фирм–клиентов, отвечающими за эксплуатацию и программное сопровождение информационных систем. Свойство непрерывности SPACE–ов дает возможность создавать на базе географически удаленных серверов логически цельные структуры данных, легко поддающиеся централизованному

управлению. При этом целостность структур данных обеспечивается без ущерба для скорости доступа к БД удаленных пользователей. Возможность распределения функций СУБД между множеством объектов позволяет оптимизировать процесс разработки программного обеспечения для клиентских информационных систем, а также существенно повысить их гибкость.

**Обеспечение защиты информации.** Система "SPACE" обеспечивает повышенный уровень защиты информации от несанкционированного доступа, что обуславловлено следующими факторами:

- существенно сужен круг лиц, имеющих доступ к информации о структуре клиентских БД и алгоритмах управления ими (персонал, обслуживающий "SPACE" на административном уровне, не участвует в создании клиентских информационных систем и управлении ими);
- непрерывность SPACE–ов обеспечивает централизацию управления клиентскими СУБД;
- доступ к информации возможен только через посредство внутриобъектного программного обеспечения (при правильной организации клиентских БД доступ к данным на уровне операционных систем практически невозможен);
- использование обектно–ориентированных технологий позволяет возложить функции текущего администрирования клиентских БД на множество относительно независимых подразделений, кождое из которых владеет только частью информации о структуре данных и алгоритмах управления.

SPACE–технология обеспечивает повышенный уровень защиты информации от искажения, а также существенно снижает риск потери данных. Это обусловлено тем, что физическая сохраность данных обеспечивается на административном уровне, которому соотвествует стандартная форма представления данных, легко поддающаяся автоматизированному контролю. Кроме того администраторы клиентских БД имеют возможность произвольно задавать физическую локлизацию и количество копий объектов. При этом копии могут размещаться на разных серверах, в том числе и удаленных друг от друга.

**Опыт использования.** Для взаимодействия с другими программными пакетами "SPACE" поддерживает обмен данными через файлы.

На базе СУБД "SPACE" v 1.0 и расчетного пакета NASTRAN создана тестовая версия системы автоматизированного прочностного расчета крыла самолета. Целью ее создания было обслуживание профильных подразделений авиационного научно–технического комплекса "Антонов". В рамках этой системы взамодействие между объектами "SPACE" и пакетом NASTRAN будет осуществляется через временные файлы. При этом предполагается, что кроме информационного обеспечения прочностных расчетов система "SPACE" позволит сформировать электронный банк технологий прочностного расчета.

Использование SPACE–технологии позволяет существенно повысить эффективность процесса создания программных пакетов. Это обусловлено следующими причинами:

- относительной простотой синтаксиса языка "SPACE C", обусловленной наличием базы данных классов, содержащей все сведения о наследовании свойств и методов, а также поддержкой системы запросов, избавляющей программистов от необходимости вникать в нюансы взаимодействия с операционной системой;
- возможностью сохранять данные непосредственно в самих объектах, избавляющей от необходимости проецировать данные на файловую систему, а также от необходимости включать в программные продукты средства поиска данных;
- поддержкой функций пересечения объектов, позволяющих существенно упростить процедуру согласования форматов обмена данными между различными программами (объектами);
- упрощенной процедурой взаимного вызова объектов;
- наличием специального макроязыка, существенно упрощающего процедуру программирования графического пользовательского интерфейса.

**Библиографический список**

[1] Andleigh P.K., Grelzinger M.R. Distributed Object–Oriented Data Systemss Design. – Prentice Hall, 1992.
[2] Rasmus D.W. Relating to Objects // Byte. – 1992. – December. – p. 161–165.

УДК 681.327

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТНЫМИ ДАННЫМИ В ОБЪЕКТНЫХ БАЗАХ ДАННЫХ

Калитенко А.П., Наджибзаде М.

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт",
г. Киев, Украина.

# CONTROL OF PROJECT DATA MANAGEMENT RELIABILITY IN OBJECT DATABASE

A. Kalitenko, M. Nadjibzade

National technical university of Ukraine "Kiev politechnic institute", Ukraine, Kiev.

**Введение.** Решая проблему взаимодействия конструктора и прочниста следует исходить из того, что конструирование и прочностной расчет представляют собой две неотъемлемые составляющие единого процесса проектирования силового каркаса планера самолета. С точки зрения технологии автоматизированного проектирования, предусматривающей использование PDM–систем, это означает, что в рамках базы данных проекта указанные группы специалистов обеспечивают формирование одних и тех же объектов, в следствие чего взаимодействие между ними должно обеспечиваться путем внутриобъектного обмена данными. Необходимость обеспечения такого обмена требует наличия в структуре данных проекта особых ассоциативных объектов, объединяющих в себе ряд специализированных компонент, содержащих параметры как конструктивных так и прочностных моделей. Организация эффективного группового доступа к компонентам сложных объектов невозможна без гибкой системы управления данными, позволяющей задавать индивидуальный алгоритм контроля доступа для каждого типа объектов. Наиболее просто указанные проблемы решаются в рамках объектной системы управления данными.

Приведенные рекомендации, разработаны на основе результатов эксплуатации в службе прочности крыла АНТК "Антонов" экспериментальной объектной системы управления проектными данными.

**Пример технологической схемы процесса проектирования.** Процесс проектирования любого сложного технического объекта включает несколько этапов. Например, процесс проектирования кессона крыла включает три основных стадии:

- определение исходных параметров крыла и его агрегатов ( этапы 1 и 2 );
- определение конструктивно–силовой схемы кессона и обобщенных характеристик элементов силового набора ( этапы 3 – 7 );

– дальнейшая детализация и окончательное определение конфигурации элементов конструкции и разработка технической документации ( этап 8 ).

Каждой стадии соответствует своя специфика взаимодействия специалистов конструкторских и расчетных подразделений.

На первой стадии взаимодействие носит характер совместного исследования и потому не может иметь однозначного описания.

Результатом работ, проводимых на второй стадии проектирования, является выработка технической документации, описывающей общие геометрические параметры элементов продольного и поперечного силового набора. При этом основное взаимодействие между конструкторами и прочнистами происходит на этапе определения исходных параметров панелей обшивки и стрингерного набора и компоновки нервюр. В качестве основных источников исходной информации при этом используются теоретический чертеж крыла, данные по характеристикам продольного силового набора самолета−прототипа и предварительная компоновка объема крыла. Совместные работы, проводимые на данном этапе, носят экспертный характер, что не позволяет разработать сколь−нибуть конкретное руководство по их проведению. Кроме того в этом случае имеет место групповое принятие решений, что предполагает использование средств групповой демонстрации проектируемых моделей, наиболее доступным из которых является обыкновенная схема, выполненная на бумаге.

Наиболее интенсивный обмен информацией между конструкторскими подразделениями и службой прочности происходит на третьей ( рабочей ) стадии проектирования. Результатом работ, проводимых на этой стадии, является рабочая документация ( чертежи, спецификации, сопроводительные записки и т.п. ). Основной объем работ по формированию облика деталей каркаса планера производится в конструкторских подразделениях. Специалисты службы прочности на этой стадии выполняют контрольные функции, проверяя соответствие геометрических параметров элементов конструкции требованиям прочности. При этом в качестве исходных данных используется рабочая документация. Как правило, на этой стадии выполняются детальные прочностные расчеты. В случае необходимости внесения корректив, вырабатываются соответствующие рекомендации, которые оформляются в виде документов на бумажных носителях.

**Основные принципы обеспечения целостности моделей при групповом доступе к объектам базы данных проекта.** Кроме проблем, связанных с неправильной идентификацией файлов данных, пересылаемых из одного подразделения в другое, существует серьезная проблема разграничения доступа к данным.

В части, касающейся процесса разработки конструкции планера самолета, указанная проблема выражается в том, что переход от одного этапа проектирования к другому нередко сопровождается сменой ответственных исполнителей, имеющих право внесения изменений в модели деталей и агрегатов. Результатом каждого этапа автоматизированного проектирования

является повышение степени проработанности модели проектируемого изделия. Иными словами, результатом работы специалистов службы прочности на 3 – 7 этапах проектирования должны стать первичные 3D–модели всех основных элементов силового набора. Количество таких элементов в среднем транспортном самолете класса АН–70 может достигать нескольких тысяч. Таким образом, на каждого потенциального разработчика приходится не менее нескольких десятков моделей. Причем сроки их готовности к передаче в конструкторские подразделения существенно разнесены во времени. В ходе рабочего проектирования происходит дальнейшая детализация конструкции, в результате общее количество деталей в каркасе планера самолета указанного класса может достигать нескольких десятков тысяч. При этом к каждой модели должен быть обеспечен доступ, как минимум, трех пользователей: конструктора, прочниста и начальника подразделения.

Таким образом, организация автоматизированного проектирования невозможна без решения следующих проблем:

- установления однозначных связей "модель – разработчик";
- хранения информации об ассоциациях "модель – разработчик" и передачи указанной информации при установлении связей "модель – руководитель подразделения";
- корректной передачи готовой модели для дальнейшей проработки;
- обеспечения обмена информацией на этапе рабочего проектирования и поддержки системы электронных подписей.

Любая попытка решения этих проблем путем "ручного" описания связей неизбежно приведет к появлению совершенно неуправляемой структуры данных ( рис. 1 ) и, как следствие, остановке проектирования. В то же время, отсутствие управления доступом приведет, помимо других неприятностей, к непреднамеренной порче готовых моделей, вызванной, например, неразберихой в определении степени их готовности ( прочнист еще не подготовил первичную модель, а конструктор начал вносить в нее собственные изменения ). Кроме того, учитывая, что у каждого разработчика, в следствии перебросок на более срочные задания, будет накапливаться солидный перечень незавершенных работ, следует ожидать потери данных, вызванные "забыванием" ( опыт показывает, что любая интенсивно эксплуатируемая ПЭВМ всегда содержит множество "бесхозных" файлов, либо файлов, о которых ничего конкретного не может сказать даже их автор ).

Целью автоматизированного описания связей является, прежде всего, упрощение структуры данных путем сокрытия большей части связей общей логической модели данных в ассоциативных объектах, состоящих из нескольких взаимосвязанных компонент.

Наиболее удобно автоматизация описания связей "модель – разработчик" и "модель – руководитель подразделения" реализуется в рамках объектной СУБД, объединяющей в составе объектов не только связанные массивы

данных, но и программное обеспечение. Предлагаемый вариант технологии автоматического установления указанных связей реализован по принципу саморегистрации объектов в базах данных подразделений. В соответствии с этим принципом и описанной выше технологической схемой объект ( например, "Кессон крыла" ) сразу же после своего создания регистрирует свои атрибуты в списке заданий бригады прочности кессона крыла, чем автоматически задается связь "модель – руководитель подразделения".

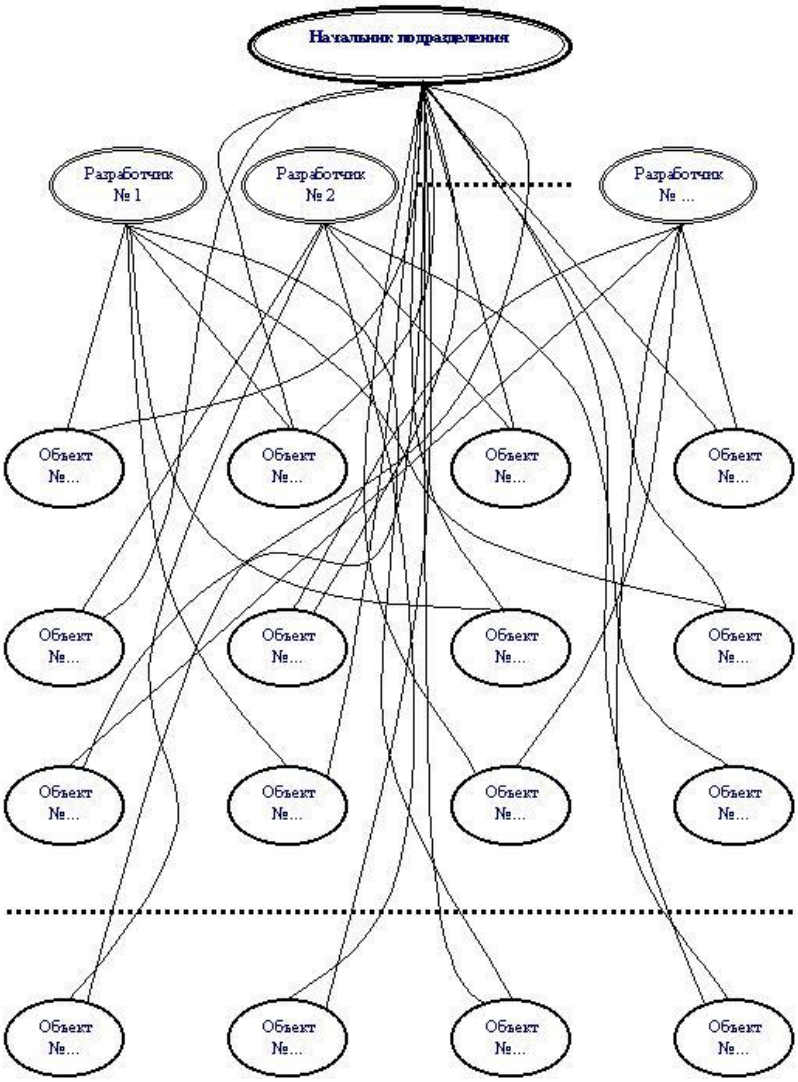



**Рисунок 1.** Пример плохо управляемой структуры данных

Система управления базой данных бригады поддерживает процедуру назначения исполнителя, с помощью которой начальник бригады передает задание в личную базу данных ( список заданий ) конкретного сотрудника, чем автоматически задается связь "модель – разработчик" ( рис. 2 ).

Алгоритм базы данных позволяет назначить сразу нескольких исполнителей, но доступ к данным в режиме, допускающем внесение изменений в модель, возможен только со стороны одного из них. Такое разделение доступа обеспечивает надежную защиту моделей от внесения несанкционированных изменений. Причем объектная структура данных

обеспечивает практически полную гарантию правильного отслеживания прав доступа, поскольку доступ к данным со стороны любого исполнителя возможен только с помощью программного обеспечения, входящего в состав объектов, содержащих модели. Это же программное обеспечение поддерживает процедуру ввода электронной подписи.

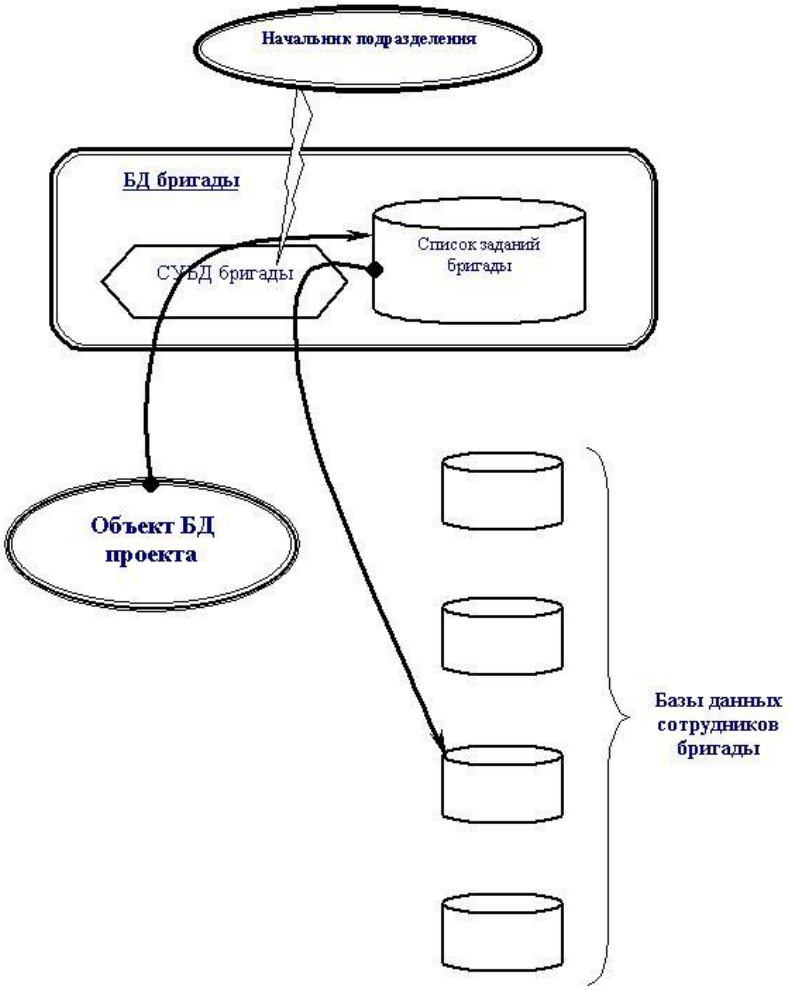



**Рисунок 2.** Регистрация объектов в БД бригады и назначение исполнителей

После ввода начальником бригады прочности своей электронной подписи, означающей, что содержащаяся в объекте модель готова для рабочего проектирования, внутриобъектная процедура авторегистрации передает атрибуты объекта в базу данных конструкторской бригады, которая, согласно технологии проектирования, обеспечивает детальную проработку модели и выпуск рабочей документации. При этом назначение конкретного исполнителя, обеспечивающего конструкторскую проработку модели, осуществляется по той же технологии, что и в бригаде прочности.

Примечание: по окончании выполнения заданий их атрибуты автоматически удаляются из списков заданий бригад и передаются в архивы бригад.

Если в процессе конструкторской проработки модели возникает необходимость передать ее на прочностной контроль, разработчику достаточно активизировать соответствующую процедуру, если таковая предусмотрена в

структуре объекта, содержащего модель. Как правило, такая процедура предусматривает возможность отправки сопроводительного сообщения. Сам процесс передачи в основном аналогичен процессу первичной регистрации объекта, однако передаваемые атрибуты не содержат ключа, позволяющего вносить изменения в модель.

Таким образом обеспечивается гарантированная защита моделей от непереднамеренного разрушения. Кроме того обеспечивается защита от несанкционированного доступа без снижения эффективности информационной системы в целом.

**Методика обеспечения надежного обмена данными между конструктором и прочнистом в рамках PDM–системы.** Согласно технологической схемы проектирования проблема обеспечения взаимодействия между конструктором и прочнистом наиболее актуальна на этапе рабочего проектирования, где происходит наиболее интенсивный обмен информацией между службой прочности и конструкторскими подразделениями.

На этапах предварительного проектирования, как правило, нет необходимости специально организовывать обмен информацией между представителями конструкторской службы и службы прочности, поскольку в этот период совместные работы имеют групповой характер, когда все их участники находятся в одном помещении. Наконец, работы, связанные с выбором количества и размеров панелей, а также компоновкой стрингеров и нервюр требуют специальных средств групповой визуализации, поэтому в настоящее время их оптимальнее проводить по существующей технологии с использованием бумажных носителей.

Проблема обеспечения надежного обмена данными между конструктором и прочнистом на этапе рабочего проектирования имеет два основных аспекта:

- обеспечение надежной идентификации передаваемых данных ( коммутация сообщений );
- обеспечение актуальности принимаемой информации.

В рамках существующей конфигурации PDM–системы "OPTEGRA" для передачи сообщений по технологической цепочке используется специальный сервер, входящий в состав системного программного обеспечения. Причем в состав программного обеспечения "OPTEGRA" входят средства, обеспечивающие автоматическую коммутацию сообщений, предаваемых как на следующий, так и на предыдущий этапы проектирования. Однако, для надежного обмена данными между конструктором и прочнистом в условиях реального проектирования такой способ передачи информации нельзя назвать оптимальным. Это связано с рядом причин.

Во–первых, количество моделей, прорабатываемых в конструкторских подразделениях, существенно больше количества первичных моделей, передаваемых в рабочее проектирование, что уже исключает автоматическую коммутацию с предыдущим этапом проектирования, поскольку нет возможности задать однозначные связи типа "прочнист–конструктор".

Во–вторых, даже если у прорабатываемой модели есть однозначный аналог среди первичных моделей, вовсе не обязательно, что прочностной контроль такой модели будет проводить автор ее первичного варианта.

На практике информационный обмен между подразделениями происходит через логические коммутационные узлы, которыми, в условиях "ручного проектирования" являются начальники подразделений. В условиях автоматизированного проектирования в качестве логических коммутационных узлов выступают базы данных подразделений, однако, принятие решений о назначении исполнителей заданий все равно остается прерогативой начальников подразделений.

Предлагаемый алгоритм, обеспечивающий надежный обмен данными между конструктором и прочнистом на этапе рабочего проектирования, включает в себя следующие обязательные этапы:

- регистрация задания в базе данных подразделения;
- назначение исполнителя;
- фиксация факта выполнения задания;
- регистрация задания в базе данных подразделения, обслуживающего следующий этап проектирования;
- назначение исполнителя;
- фиксация запроса на проведение прочностного контроля;
- повторная регистрация задания в базе данных профильного подразделения службы прочности ( с атрибутами, исключающими внесение изменений в исследуемую модель );
- анализ модели с помощью средств детального прочностного расчета;
- запись в структуру данных объекта, содержащего контролируемую модель, информации о результатах проведенного исследования и рекомендациях по доработке модели в соответствии с требованиями обеспечения прочности;
- контроль результатов анализа начальником подразделения службы прочности ( простановка электронной подписи );
- анализ конструктором полученных рекомендаций.

Приведенный алгоритм построен с учетом того, что система управления базой данных проекта обеспечивает формирование и поддержку сложных объектов, включающих в себя, наряду с различного рода моделями ( 3D–модели, КЭ–модели, геометрические модели и т.п. ), структуры данных, обеспечивающие хранение разного рода сопроводительной информации и документов, а также программное обеспечение, обеспечивающее доступ ко всей хранящейся информации ( рис. 3 ).

**Заключение.** Приведенная методика взаимодействия специалистов службы прочности и конструкторских подразделений является частью общей технологии автоматизированного проектирования каркаса планера самолета и

может служить основой для доработки программного обеспечения системы управления проектной информацией.

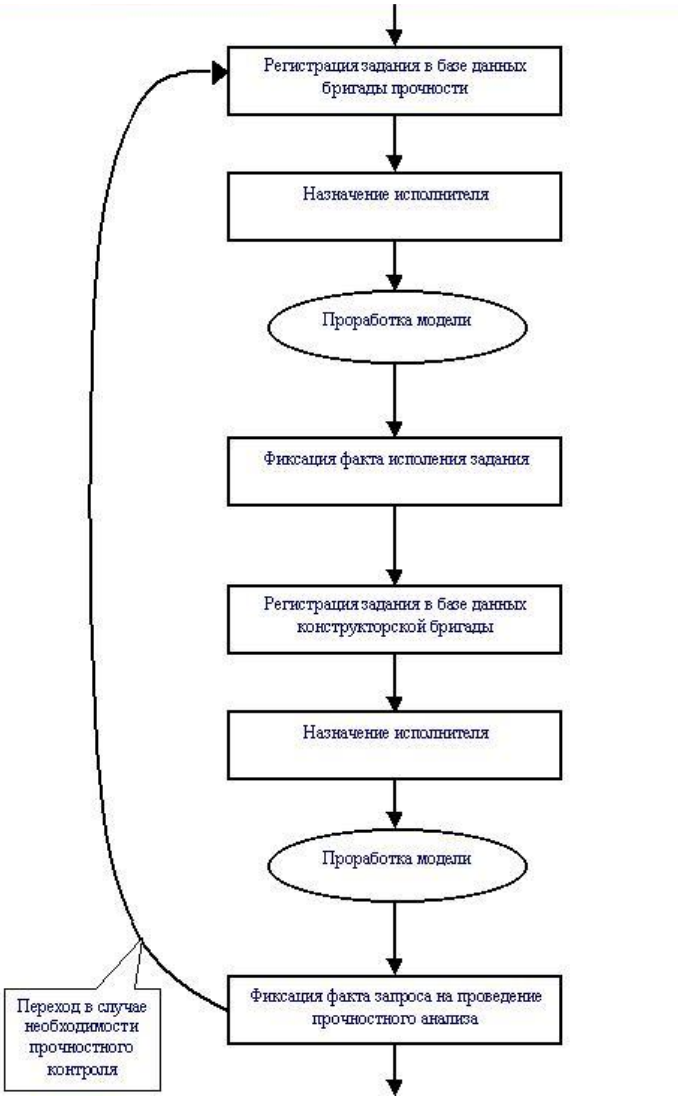



**Рисунок 3.** Алгоритм обмена данными между конструктором и прочнистом

УДК 629.7.072

# РОТОРНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ОБЩЕГО ПРИМЕНЕНИЯ «ТУРБИНА ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ (ТВС)» ДЛЯ НОВОГО ТРАНСПОРТА

Драчко Евгений Федорович, к.т.н.

Научно-производственное предприятие «ТехноРесурс»
drachko@lanet.kiev.ua

**Деловые люди** готовы дорого платить за расширение своих мобильных возможностей. Им нужен особый транспорт без таких ограничений как "автопробки", привязка к дорогам и мостам и т.д. Такую транспортную функцию могут осуществлять легкие вертолеты категории А. Согласно Авиационным Правилам (АП-27) к полетам над населенными пунктами допускаются летательные аппараты (ЛА) категории А, т.е. с 2 двигателями. При отказе одного двигателя такой ЛА должен иметь достаточно мощности для набора высоты.

Применению легких вертолетов категории А препятствует ряд проблем:

- экономические:
  a) при установке на вертолет 2–х поршневых двигателей он получается перетяжеленным и может нести мизерную коммерческую нагрузку;
  b) стоимость вертолетов с турбовальными двигателями (ТВД) в 2,5 раза выше стоимости вертолетов с поршневыми двигателями (т.к. ТВД в 4-5 раз дороже).
- технические – не удается сделать маломощный ( до 350 л.с.) ТВД для легкого вертолета с приемлемой экономичностью (с расходом топлива до 0,2 кг/лс.час).

По этим причинам в настоящее время на мировом рынке нет легких вертолетов категории А.

Ключом к решению проблемы создания многоцелевых легких вертолетов категории А, в т.ч. бизнес–класса, является серийное изготовление экономичных двигателей ( расход топлива не более 0.2 кг/л.с.час ) номинальной мощностью 100–500 л.с. с высоким показателем удельной мощности ( 0.18-025 кг/л.с ). Двигатели с такими показателями разрабатываются НПП "ТехноРесурс", Киев, Украина. Они получили название "Турбина внутреннего сгорания (ТВС)". Демонстрационный образец ТВС с расчетной мощностью 180 л.с. и весом 42 кг ( без радиатора охлаждения и глушителя ) будет показан на выставке в Ганновере в феврале 2007 г.

Достоинствами ТВС являются:

- высокая удельная мощность – 0,2–0.25 кг/л.с. (это на уровне ТВД и в 3–4 раза лучше поршневых);

– лучшая экономичность (на 12–15% лучше поршневых ДВС за счет меньших внутренних потерь на трение и на 30–40% лучше ТВД за счет более совершенного рабочего цикла);
– стоимость изготовления меньше ( в 2–3 раза, чем поршневые ДВС вследствие меньшего количества деталей и в 10 раз меньше, чем ТВД ).

Экономический анализ показывает, что сейчас рыночная стоимость 10 л.с. авиационного поршневого ДВС равна около $1000. Следовательно, стоимость ТВС весом в 65 кг и мощностью 300 л.с. будет около $ 30 000. А это уже эквивалент стоимости серийного легкового автомобиля весом в 1500 кг.

Двигатели типа ТВС мощностью 200–500 л.с. могут составить конкуренцию ТВД в классе легких вертолетов в силу своей экономичности и меньшей стоимости.

Легкие самолеты с 2 двигателями (т.е. категории А) получат мощный стимул для развития в связи с появлением на рынке серийных ТВС.

Двигатели типа ТВС мощностью 30–300 л.с. могут найти широкое применение в наземном транспорте. ТВС конструктивно прекрасно компануются с совмещенными стартер-генераторами (династартерами). Это открывает хорошую перспективу для широкого использования автомобилей с гибридным приводом, а также способствует большей популярности автономных источников электропитания.

Замыслом разработки ТВС является не просто органический синтез в единой конструкции практически всех достижений современного теплового двигателестроения, но и придание двигателю внутреннего сгорания (ДВС) принципиально новых качеств, что излагается ниже.

Принцип осуществления 4–хтактного рабочего процесса иллюстрируется на рис.1. В ходе работы ТВС его роторы-поршни осуществляют вращательно-колебательное движение с переменной угловой скоростью, что обеспечивается механизмом привода роторов.

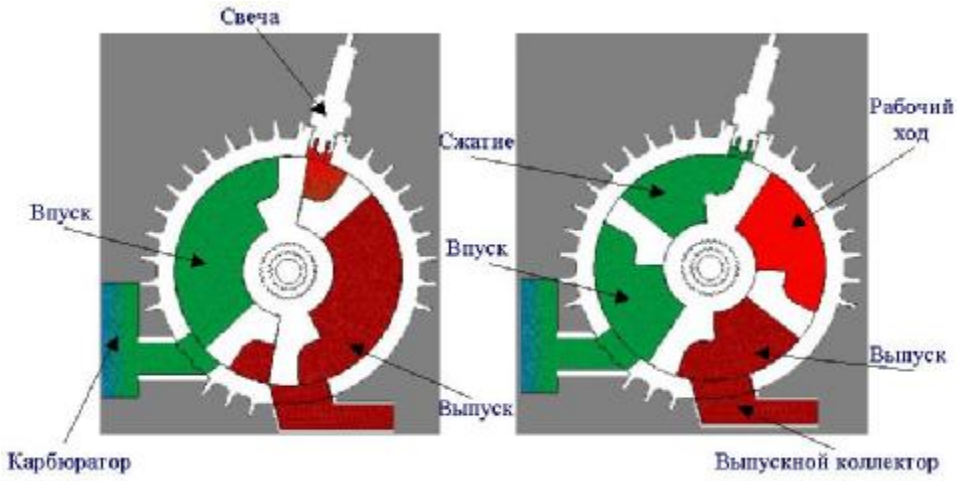



**Рисунок 1.** Принцип работы ТВС.

Сравнение ТТХ ДВС различного типа: ТВС, роторного Ванкеля RC2-60-U5 фирмы Кертис-Райт и V-образного 8-цилиндрового поршневого двигателя фирмы Форд приведены в Табл.1. Последний выбран для сравнения как наиболее прогрессивный в классе двигателей с таким рабочим объемом.

**Таблица 1.** Сравнение ТВС и поршневого двигателя.

| Параметры | ТВС | RC2-60-U5 | V-8 |
|---|---|---|---|
| Мощность (л.с.) при числе оборотов | 194/5000 | 185/5000 | 197/4800 |
| Рабочий объем, (л.) | 2,388 | 1,966 | 4,638 |
| Масса двигателя, (кг) | 42 | 107 | 275 |
| Габаритные размеры, (мм) | | 457x539x545 | 750x710x800 |
| Массовый удельный показатель мощности, (кг/л.с.) | 0.21 | 0.57 | 1.4 |

Эти параметры даны для ТВС, который имеет следующие расчетные параметры:

- рабочая полость: r = 65мм, R = 125мм, L = 100мм.
- степень сжатия: ε = 8.5,
- тепловой КПД: ή = 0.257,
- расход топлива: G = 39,077 кг/час.

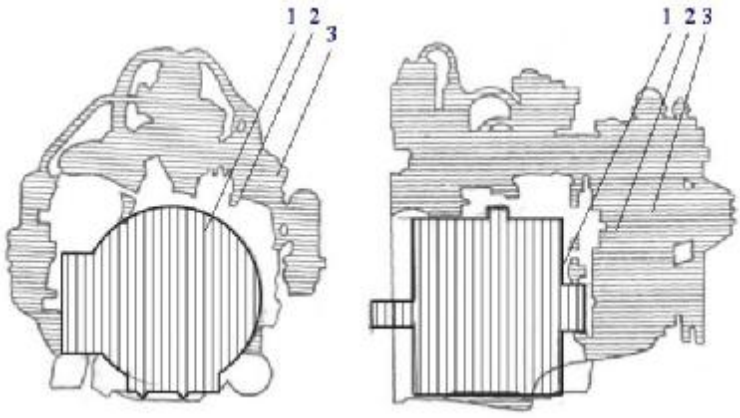



**Рисунок 2.** Сопоставление габаритов ТВС (1), РПД Ванкеля (2) и V–образного 8–цилиндрового поршневого двигателя (3).

**Технические особенности.** Конструктивной основой ТВС является корпус рабочей полости. В рабочей полости находятся два соосных двухлопастных ротора. Их движение обусловлено примыкающим к корпусу механизмом синхронизации вращения роторов, а также (в зависимости от вида используемого топлива) электроискровая свеча или насос–форсунка. Все подвижные конструктивные элементы ТВС кинематически уравновешены.

Механизма газораспределения нет, общее количество деталей в 2–3 раза меньше, чем в поршневом ДВС. Корпус ТВС имеет жидкостное, а ротора – масляное охлаждение. Все основные элементы систем (питания, пуска, охлаждения, смазки, электрической системы) размещены непосредственно на двигателе. Вынесенными являются: аккумулятор, топливный бак(и), масляный бак, расширительный бачок, водяной и масляный радиаторы.

**Компрессионные уплотнения.** Уплотнение рабочей полости является ключевым конструктивным элементом любого ДВС. От него зависят многие параметры двигателя, в том числе экономичность и моторесурс. Конструктивно уплотнения ТВС и условия их работы подобны поршневым ДВС. Однако принципиальная особенность уплотнений ТВС заключается в том, что практически исключается возможность закоксовывания масла в зазорах уплотнений – наиболее распространенная причина выхода из строя поршневых ДВС при большом ресурсе работы.

**Важным преимуществом ТВС** являются в 2–3 раза меньшие внутренние потери на трение вследствие меньшего числа кинематических звеньев. В результате этого достигается не только надежная работа и большой ресурс, но и лучшая на 10–15% экономичность двигателя.

**Состояние разработки ТВС.** Фирмой НПП "ТехноРесурс", г. Киев, выполнен необходимый комплекс научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ по оптимизации типовой конструкции ДВС нового типа. В настоящее время изготавливается экспериментальный демонстрационный образец ТВС расчетной мощностью 180 л.с (рис. 3). Его стендовые испытания должны начаться в июле 2007 г.

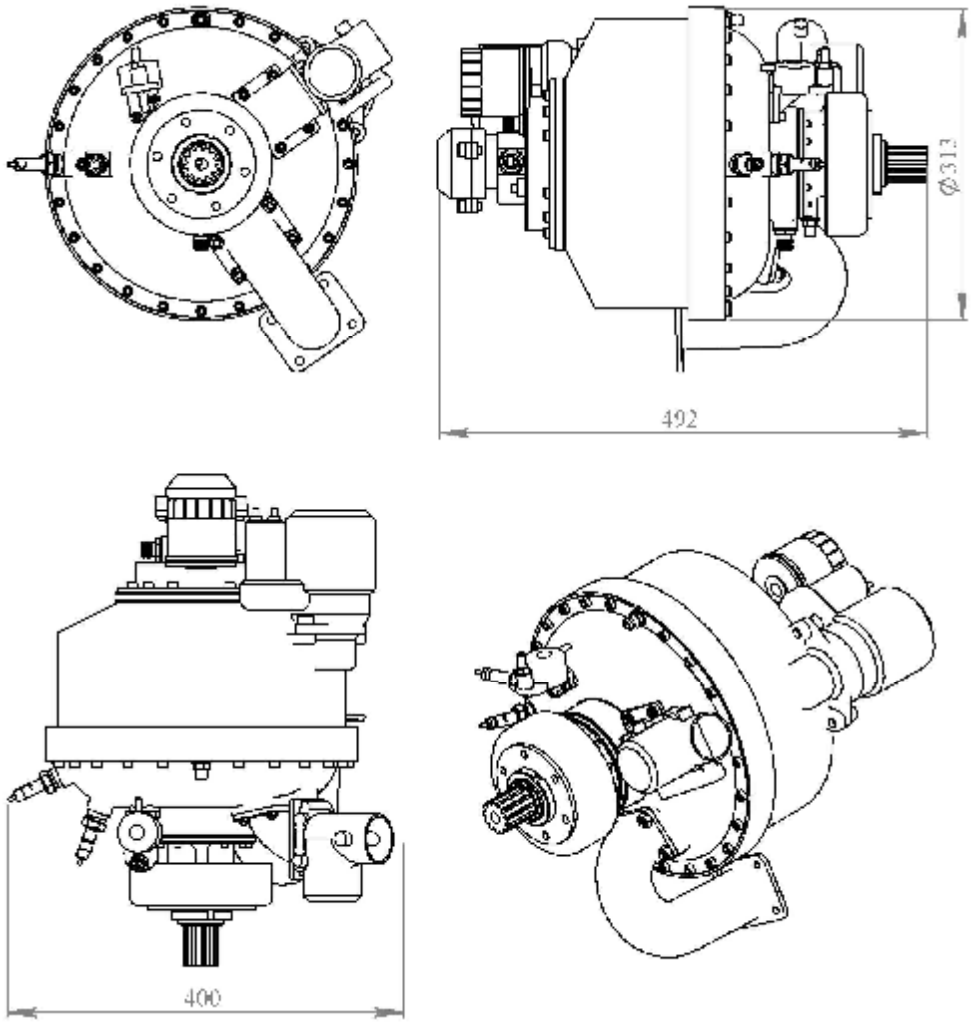



**Рисунок 3.** Турбина внутреннего сгорания мощностью 180 л.с., вес 42 кг

**Таблица 2.** Расчетные технико-экономические показатели ТВС:

| **Параметр** | **Величина** |
|---|---|
| Мощность, *л.с. (кВт)* | 180 (134) |
| Рабочий объем, л | 0,8 |
| Степень сжатия | 8,5 |
| Обороты, *об/мин, мин/макс,* | 800 / 6000 |
| Топливо | Бензин А-95 |
| Удельный расход топлива. *кг/л.с.час* | 0.23 – 0.24 |
| Система зажигания | Электроискровая электронная |
| Система охлаждения | Жидкостно–масляная |
| Ожидаемый межремонтный ресурс, *час* | 2000 (или 10 лет летной экспл.) |
| Вес (без системы охлаждения), *кг* | 42 |
| Габариты (диаметр, ширина, длина), *мм* | 313 x 400 x 492 |

УДК 629.7.072

# ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТРЕНАЖЕРОСТРОЕНИЯ.

Азарсков В.Н. д.т.н., проф.

Национальный авиационный университет
Г. Киев, Украина
azarskov@nau.edu.ua

> “С берега Вселенной, которым стала священная земля нашей Родины, не раз уйдут в неизведанные дали звёздные корабли, поднимаемые мощными ракетами – носителями. Их полёт и возвращение будут великим праздником всего передового человечества– победой разума и прогресса”.
>
> С. П. Королёв

Украина, на земле которой он родился, учился и жил, и вся мировая наука в лице академика Сергея Павловича Королёва имела учёного, с именем которого навсегда будет связано одно из величайших завоеваний науки и техники всех времен – открытие эры освоения человечеством космического пространства. Он был крупнейшим конструктором ракетно - космических систем, обеспечивающих завоевание основных этапов исследования космического пространства. Преданность делу, необычайный талант учёного и конструктора, горячая вера в свои идеи, кипучая энергия и выдающиеся организаторские способности академика С.П. Королёва сыграли большую роль в решении сложнейших научных и технических задач, стоявших на пути развития ракетной и космической техники. Он обладал громадным даром научного и технического предвидения , и это способствовало претворению в жизнь сложнейших научно-технических замыслов. Сергей Павлович принадлежит к числу тех замечательных учёных, которые внесли огромный вклад в развитие мировой науки. Он неуклонно шёл к главной цели своей жизни – организации полёта пилотируемого корабля, полётам человека на Луну и другие планеты. Он принимал непосредственное участие не только в создании космической техники, но и в формировании первого отряда космонавтов, в создании тренажёрной базы для подготовки их к полётам, разработке программы космических исследований как на ближайшее время, так и на много лет вперед.

Космонавтика изменила мышление землян, вторглась в различные сферы их жизни, позволила по-новому подойти к изучению многих проблем развития Земли и околоземного пространства, Солнечной системы и Вселенной, материи и самого человека. Важными направлениями космических исследований

являются биотехнологические программы, экологический мониторинг Земли из космоса, получение в космосе сверхчистых материалов, обещающих большое будущее космической технологии и промышленности, перспективные программы сборки на орбите крупногабаритных конструкций. Роль космонавтов в проведении этих исследований и экспериментов возрастает с увеличением длительности полетов на орбитальных станциях. Профессия космонавт, оставаясь по-прежнему уникальной, стала многогранной. Так, если вначале главной задачей было подготовить организм человека к встрече с новой для него средой обитания, выяснить сможет ли он жить и работать в условиях космического пространства, то на современном этапе его необходимо подготовить к выполнению функций пилота, испытателя и исследователя, способного выполнить обширную программу космического полета.

Методы отбора, подготовки и обучения космонавтов менялись по мере совершенствования космических кораблей и орбитальных станций, превращения их в хорошо оснащенные лаборатории, действующие в уникальных условиях космического пространства. Неизменными оставались требования к психической и физической выносливости, уровню интеллектуального развития, способности к самосовершенствованию.

При отборе кандидатов в космонавты используется комплекс наиболее информативных физиологических и психологических тестов и проб, а также ряд технологий, позволяющих оценить компенсаторные возможности организма кандидата, быстроту его реакции, особенности психики и другие качества, необходимые человеку, избравшему эту профессию. Космонавт должен быть хорошо подготовлен физически и обладать высокой психической устойчивостью к неблагоприятным факторам космической среды, для того чтобы успешно выполнить программу полета. При этом он должен плодотворно работать как самостоятельно, так и в составе экипажа, как в штатных, так и в нештатных ситуациях С точки зрения эволюции трудовой деятельности человека профессия космонавта находится на ее вершине, так как интегрирует целый ряд профессий, предъявляющих гамму требований к человеку, порой совершенно противоположных или даже исключающих друг друга.

Во-первых, космонавт должен владеть несколькими «рабочими» профессиями — уметь работать с оборудованием, приборами, инструментом и другой «начинкой» космического корабля. Он должен выполнять профилактические, регламентные и ремонтные работы. Во-вторых, к космонавту предъявляются требования как к оператору сложной системы «человек — машина». От него требуется умение принимать решения в сложных, нестандартных и аварийных ситуациях при выходе из строя автоматических систем пилотируемых космических аппаратов (ПКА). Нередко для управления ПКА необходимо не только в совершенстве знать десятки и сотни систем и механизмов, но и уметь за ограниченное время и зачастую при неполной информации анализировать ситуацию и принимать оптимальное решение по управлению ими.

В ходе космического полета осуществляется не только взаимодействие человека с техникой, но и человека с человеком. Именно эти отношения в экипаже ПКА нередко играют решающую роль Огромная моральная ответственность за порученное дело не может не сказываться на поведении и не влиять на мотивы поступков и эффективность труда. Космонавт поднимается до профессионализма высокого уровня лишь тогда, когда способен принимать грамотные решения не только в техническом, но и в социальном аспектах. Помимо этого, одна из важнейших и определяющих особенностей этой профессии заключается в том, что основные ее тонкости человек должен постичь в наземных условиях еще до полета в космос.

Важнейшей задачей при подготовке космонавта является формирование у него образа предстоящего полета, который психологи называют концептуальной моделью. Этот образ в условиях полета выполняет функцию эталона деятельности и поведения [1]. Поэтому очень важно сформировать у космонавта до полета по возможности более полный, правильный и четкий образ предстоящей деятельности и поведения. От того, как сформировался этот образ на случаи непредвиденных или нештатных ситуаций, зависит успешность полета в целом.

По мере усложнения задач, решаемых в космосе, усложнялись и технические средства подготовки космонавтов: стенды, тренажеры, летающие лаборатории, гидролаборатории и т. д. Особая роль на завершающем этапе профессиональной подготовки космонавтов принадлежит тренажерам. Обусловлено это тем, что космические тренажеры являются теми техническими средствами подготовки экипажей пилотируемых космических аппаратов, на которых формируется необходимый и достаточный уровень их профессионализма. Выполнение тренировочных космических полетов подобно тренировочным полетам на самолетах вследствие их большой стоимости и небезопасности практически невозможно. Поэтому на космических тренажерах различного назначения создаются такие информационные модели воспроизводимых полетных условий в реальном масштабе времени, чтобы зрительное восприятие и двигательная реакция тренируемого космонавта не отличались от таковых в реальных условиях. С этой целью в кабине (или ее фрагменте) космического тренажера устанавливается, как правило, оборудование, идентичное реальному. Геометрические размеры макетов кабин ПКА, расположение приборов, индикаторных устройств и органов управления соответствуют реальному кораблю. Однако общее подобие, хотя и имеет большое значение, еще не обеспечивает воспроизведения на тренажере наиболее существенных моментов трудовой деятельности космонавта, позволяющих формировать необходимые профессиональные навыки.

Вопрос о том, какие факторы условий полета ПКА, в какой полноте и с какой точностью должны имитироваться на тренажере, решается на основе психологического анализа взаимодействия космонавта с реальной средой и определяется спецификой решаемых космонавтом задач. При этом учитывается психологическая структура формируемых навыков, которая включает цель выполнения действия, особенности восприятия, внимание, мышление, характер

движений. Для восприятия условий реального процесса на тренажере реализуется математическая модель движения ПКА и модели всех его основных систем. При этом в соответствии с управляющими воздействиями обучаемого космонавта, которые вводятся в модель, воспроизводятся в реальном масштабе времени ситуации, аналогичные возникающим в космическом полете. Полученные в результате моделирования параметры выводятся на приборы и средства индикации пульта космонавта. Одновременно в оптических приборах и иллюминаторах в возможно полной мере должна воспроизводится внешняя визуальная обстановка посредством соответствующих имитаторов. Последние связанны с моделью динамики ПКА таким образом, чтобы наблюдаемая на тренажере картина соответствовала реальной для соответствующих режимов имитируемого полета. Как правило, на тренажерах моделируются физические факторы условий космического полета (исключая невесомость), вызывающие у тренируемых космонавтов ощущения, адекватно связанные с их деятельностью в реальных условиях полета. Вместе с тем эффективность применения тренажеров в ходе подготовки космонавтов к предстоящему космическому полету зависит не только от степени приближения условий тренировок к реальним, но и от методик обучения, которые разрабатываются с учетом закономерностей становления профессиональных умений и навыков. Как известно [2,3], в программу тренировочного процесса входят прежде всего наиболее сложные критические ситуации, навыки работы в которых невозможно сформировать в реальном полете. Кроме того, тренажер позволяет инструктору изменять ситуации, вводить новые или дополнительные условия, усложняющие управление кораблем, а также формировать поэтапно упражнения дозированно-прогрессирующей сложности. При этом профессиональные навыки ранжируются по значимости, а характер задач, ставящихся в процессе тренировки, индивидуализируется с учетом функциональных обязанностей и предшествующего опыта космонавтов. Оптимизация обучения космонавтов на тренажерах достигается такими методическими приемами, как повторное воспроизведение особо сложных злементов управлення ПКА, ввод неисправностей, фиксация тренировочного упражнения для оперативного разбора инструктором ошибок, допущенных обучаемым, самоконтроль и другие методические приемы.

В ряде случаев, например, для формирования навыков выполнения быстротечных процессов управления ПКА, возникает необходимость в их более медленном воспроизведении (обучение в нереальном масштабе времени) с последующим постепенным переходом к реальному времени.

Специфика профессиональной подготовки космонавта на тренажерах связана с такой особенностью, как невозможность создать на одном тренажере весь комплекс физических условий и факторов, сопровождающих космический полет. Поэтому становление необходимых профессиональных знаний, учений и навыков у космонавтов осуществляется поэлементно на тренажерах различного назначения. На конечном этапе подготовки космонавтов у них осознанно интегрируется обобщенный внутренний образ.

Последовательность этапов подготовки к выполнению динамических операций на тренажерах представляется [4] следующим образом:

- теоретическое обучение и приобретение общей операторской культуры;
- формирование спектра частных навыков, входящих в состав интегрального навыка необходимого для выполнения данной динамической операции;
- формирование умений выполнения отдельных изолированных операций;
- формирование умений виполнения отдельных операций в комплексе последовательных действий;
- формирование умений выполнения динамической операции в аварийных ситуациях и нестандартными способами;
- перенос умений и навыков с учебных моделей на реальный обьект управления.

Сочетание принципов теоретического обучения, образующего базу, на которой строится вся дальнейшая подготовка космонавтов, с практической работой на тренажерах позволяет слушателям активно усваивать материал в процессе обучения и формировать гибкие навыки, которые могут быть безболезненно скорректированы в реальном космическом полете, исходя из складывающейся ситуации.

Преимуществами использования тренажеров являются безопасность, экономичность, малые временные затраты на обучение, возможность повторного контроля, широкие вариации начальных условий и нештатных (аварийных) ситуаций в тренировочных упражнениях, возможности их повторения и применения временного масштаба (замедление или ускорение).

В основу классификации тренажеров могут быть положены различные формальные признаки, обусловленные их функциональными и техническими особенностями. Наиболее распространенным является объединение [5] тренажеров по следующим признакам:

- назначению;
- способу организации структуры тренажера;
- количеству (полноте) отрабатываемых профессиональных навыков;
- моделированию динамически изменяющихся параметров космического полета;
- месту размещения.

Исходя из назначения тренажеры разделяются на группы, соответствующие определенному типу применяемых ПКА, например, тренажеры кораблей “Восток”,”Восход”,ТК"Союз-ТМ", ОПК "Мир" и его модулей и т.д.

По способу организации структуры тренажеры делят на автономные тренажеры и тренажеры в составе тренажерной системи (ТС). Автономные тренажеры являются самостоятельными изделиями и работают независимо

друг от друга. Тренажеры ТС представляют собой средства инди-видуального пользования, которые формируются и функционируют на базе средств коллективного пользования. В зависимости от количества отрабатываемых навыков и, следовательно, от количества моделируемых систем тренажеры подразделяются на специализированные и комплексные. Первые предназначены для привития навыков выполнения определенных конкретных операций, предусмотренных программой полета для того или иного обьекта управления (сближение и стыковка с другими ПКА, проведение экспериментов и исследований, подготовка к шлюзованию и выход из ПКА и др.). В соответствии с этим на специализированных тренажерах моделируются только те системы и источники информации, которые используются космонавтами при выполнении вполне конкретних задач. Комплексные тренажеры предназначены для отработки программы полета в целом по всему обьекту управления. Здесь интегрируются все навыки, приобретенные космонавтами при тренировках на специализированных тренажерах. Они позволяют отрабатывать все операции со всеми системами, начиная от предстартовой подготовки ПКА до действий экипажа после приземленння. К тренировкам на комплексном тренажере может привлекаться и персонал наземного ЦУПа, позволяя отрабатывать его взаимодействие с экипажем. Поэтому комплексные тренажеры обладают наибольшей полнотой моделируемых систем управления.

В зависимости от того, моделируются или нет на тренажерах акселерационные ощущения, они делятся на статические и динамические. В основе построения динамических тренажеров, на которых моделируются динамически изменяющиеся параметры космического полета, лежит принцип подвижности рабочего места оператора (РМО), для чего оно устанавливается на многостепенную подвижную платформу, например, в кабине центрифуги, размещенной в кардановом подвесе. Динамические тренажеры обеспечивают также отработку навыков управления в условиях акселерационных ощущений реального космического полета. В статических тренажерах РМО неподвижно и на космонавта не действуют ускорения и перегрузки. Исходя из условий размещения тренажеры подразделяют на наземные и бортовые. Первые, как правило, устанавливаются в специально оборудованных помещениях. Бортовые тренажеры, размещаемые непосредственно в ПКА, служат для поддержания у членов зкипажа в космическом полете навыков ориентации, навигационных расчетов, управления кораблем, необходимых лишь в определенные моменты полета (при коррекции траектории полета, стыковке на орбите, посадке и т.д.).

Как известно [6] к первому космическому полету возникли большие трудности с формированием у пилота необходимых профессиональных качеств для управления космическим кораблем, который еще только создавался. Не было и соответствующего тренажера. Вместе с тем в одной из лабораторий Летно-исследовательского института (ЛИИ) разрабатывалась система индикации, сигнализации и ручного управления («Пульт пилота») корабля «Восток», где для отработки инженерно-психологических аспектов этой системы был создан моделирующий стенд. На нем в контур управления кораблем через систему отображения информации включался человек-

оператор. По существу это был прообраз космического тренажера. К осени 1960 г. этот моделирующий стенд после включения в его состав полноразмерного макета корабля «Восток» был превращен в стенд-тренажер. Профессиональная подготовка пилотов космических кораблей «Восток» проводилась на единственном моделирующем стенде-тренажере, а по современным представлениям — учебно-тренировочном макете (УТМ) этого корабля. При тренировках на нем у космонавтов формировались элементы умений и навыков управления бортовыми системами корабля. На этом УТМ использовалась примитивная система имитации визуальной обстановки космического полета и неполно моделировались динамические операции управления кораблем. Более совершенные тренажеры создавались энтузиастами ЦПК и предприятий промышленности годами. Их развитие шло от относительно простых решений к более сложным и требовало опыта, знаний, интеллектуальных и финансовых ресурсов.

Если при подготовке первых пилотируемых космических полетов превалировал медико-биологический аспект, так как основной их целью было определение возможностей человека жить и работать в космосе, то на этапе подготовки космонавтов к полетам на кораблях «Восход» ведущими стали технические и методические аспекты.

Вторым космическим тренажером, если не считать моделирующий стенд-тренажер, на котором тренировался Ю. А. Гагарин, был комплексный тренажер корабля «Восход». Тренажер включал макет трехместного корабля с бортовым оборудованием; вычислитель на базе аналоговой ЭВМ МН-14, на котором была смоделирована динамика поступательного и вращательного движения корабля на орбите,а также спуск с орбиты в режиме ручного управления; оптико-механический имитатор визуальной обстановки (ИВО) в оптическом визире «Взор», созданный на принципах кинопроекции; пульт инструктора. Этот тренажер создавался уже с учетом опыта выполненных космических полетов и накопленных знаний по разработке и созданию космических тренажеров. К созданию ИВО было привлечено специализированное предприятие оборонной промышленности, где не только был создан первый промышленный образец ИВО космического полета, но и заложены базовые основы создания последующего ряда ИВО для космического тренажеростроения.

Следующим крупным, но нелегким шагом в космическом тренажеростроении стало создание комплексного тренажера корабля «Союз» и специализированного тренажера стыковки двух кораблей. Что же касается комплексного тренажера, то его создание рождалось в муках. Обусловливалось это тем, что корабль «Союз» представлял качественно новый уровень в пилотируемой космонавтике и был оснащен многочисленными системами, функционирующими с участием космонавта. Особенно возросла мера участия космонавта в выполнении динамических операций. Появилась такая сложная операция, как стыковка двух кораблей.

К комплексному тренажеру корабля «Союз» с одной стороны, были предъявлены требования по широкомасштабной полноте моделирования процессов управления ПКА как в автоматическом, так и ручном режимах, а с

другой, — высокие точности моделирования таких этапов полета, как стыковка двух кораблей, ручная ориентация перед спуском и ручное управление ПКА при спуске с орбиты. Самыми трудоемкими и сложными требующими высоких точностных характеристик, оказались ИВО космического полета, развитие которых пошло на оптико-механических принципах. Имитатор изображения Земли в оптическом визире, имитатор изображения космического аппарата, с которым должна состояться стыковка в космосе и имитатор звездного неба и планет, созданные в 1966 – 1967 г.г. представляли собой уникальные оптико-механические системы, создание которых потребовало от сотрудников предприятий оборонной промышленности, ЦПК им. Ю.А. Гагарина, конструкторского бюро летно-исследовательского института и других организаций огромных интеллектуальных и материальных ресурсов. При этом следует отметить, что во многих случаях экспертиза по оценкам характеристик ИВО и моделей динамических режимов полета ПКА на тренажерах проводилась Ю. А. Гагариным и космонавтами, выполнившими космические полеты. Созданный комплексный тренажер корабля «Союз» и последующее поколение тренажеров транспортных кораблей и орбитальных станций позволили последовательно отрабатывать все этапы космического полета. К числу основных операций, которые отрабатываются наиболее тщательно, относятся: выведение на орбиту; полет по орбите с ориентацией ПКА на Солнце, Землю, наземные ориентиры, звезды и планеты; навигация ПКА по космическим объектам; маневрирование на орбите; поиск, сближение и стыковка с другими космическими аппаратами; расстыковка и спуск с орбиты.

На специализированных тренажерах отрабатывались такие наиболее ответственные операции, как сближение и стыковка, поиск, обнаружение и опознание наземных и космических ориентиров, навигация, управляемый спуск с орбиты. В отличие от подготовки специалистов в морском флоте, на транспорте и в авиации тренажеры в космонавтике являются основными техническими средствами профессиональной подготовки, так как тренировочные космические полеты пока невозможны. Кроме того, участие космонавтов в исследованиях, проводимых с помощью пилотируемого орбитального комплекса «Мир» в интересах различных отраслей народного хозяйства, предъявляют специфические требования к тренажерным средствам и методикам их использования. Естественно, что для формирования у космонавтов устойчивых навыков с использованием тренажеров необходимо проведение многих сотен, а иногда и тысяч наземных тренировочных циклов, что требует больших усилий как от космонавтов, так и инженерно-методического состава, участвующего в подготовке.

Подводя промежуточный итог, следует отметить, что первое поколение космических тренажеров позволило успешно подготовить экипажи кораблей серии «Восток», «Восход», «Союз» и орбитальных станций типа «Салют». На этих тренажерах прошли подготовку американские астронавты по программе «Союз» — «Аполлон», а также космонавты различных стран по программе «Интеркосмос».

Дальнейшее развитие ПКА, усложнение задач, возлагаемых на космонавтов, и расширение меры их участия при проведении космических экспериментов существенно усложнило и тренажеры. Возросла роль не только технических, но экономических и организационных аспектов при создании космических тренажеров. Ведь каждый из них представляет собой уникальный технический комплекс, создаваемый в единственном экземпляре, и в большинстве случаев модели бортовых систем ПКА оказываются по технической реализации сложнее самих систем.

В целом, становление космического тренажеростроения, как и освоение космоса, шло непроторенным путем, и каждое новое достижение давалось огромным трудом. Одним из сдерживающих факторов в развитии космических тренажеров был несоответствующий стоящим перед тренажеростроением задачам технический уровень вычислительных средств. Вычислители первых космических тренажеров были реализованы на аналоговых ЭВМ, что соответствовало достижениям вычислительной техники того времени. Тренажеры этого поколения с позиций применения входящих в их состав устройств были автономными. Структура каждого из таких тренажеров, представленная на рис.1, является жесткой и включает пять основных суперблоков:

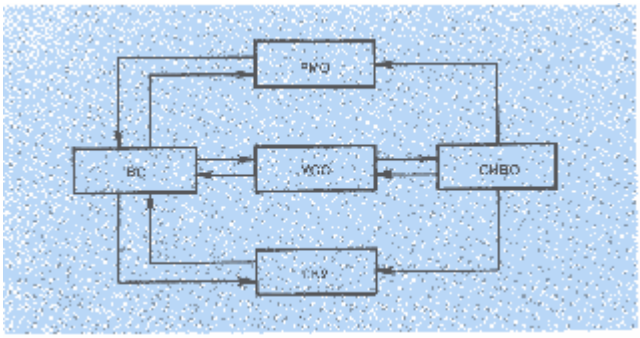



**Рисунок 1.** Структура автономного тренажера

РМО — рабочее место оператора-космонавта ( макет ПКА или его фрагмент с комплектом бортового оборудования ); УСО — устройство сопряжения с объектами ( оборудованием тренажера ); ВС — вычислительная система; СИВО —система имитации визуальной обстановки;

ПКУ — пульт контроля и управления ( пульт инструктора ).

Эпоха жестких структур тренажеров управления ПКА длилась более 20 лет. В этот период подготовка экипажей к очередному космическому полету, как правило, начиналась с модернизации тренажеров вследствие изменения и расширения задач очередного полета, проведения новых технических (научных) экспериментов или в связи с модификацией ПКА. Модернизация тренажеров сопровождалась большими временными затратами, что приводило к существенному ограничению по времени на подготовку экипажей. С появлением в этот период нового типа ПКА всегда возникали огромные организационные и технические трудности, связанные с созданием соответствующих тренажеров. Они создавались всегда с запаздыванием, отчего

затягивался этап освоения нового типа ПКА. В соответствии с программами тренировочных циклов комплексные тренажеры всех типов ПКА имели почти стопроцентную загрузку в течение тренировочной недели, в то время как специализированные тренажеры загружались на 50—60%. Причем это обстоятельство не определялось качеством планирования тренировочного процесса, а обуславливалось потребностью в специализированных тренажерах в ходе научно обоснованных программ подготовки. При этом суперблоки УСО, ВС, СИВО и ПКУ у недостаточно эффективно используемых специализированных тренажеров во многих случаях идентичны соответствующим суперблокам вновь создаваемых тренажеров других типов ПКА. Первые шаги по решению этой проблемы были связаны с созданием тренажерной системы (ТС) с гибкой структурой на основе агрегатно-декомпозиционного подхода [7].

**Гибкая тренажерная система (ТС).** Предельно упрощенная структурная схема гибкой ТС представлена на рис. 2. Она имеет также пятиблочную, но уже пакетную структуру, у которой основными суперблоками являются агрегативные подсистемы, состоящие из унифицированных модулей. Суперблоки тренажерной системы — РМО с комплектом бортового оборудования и связанным с ним УСО составляют индивидуальную часть тренажерного канала (ТК) или тренажера, формируемого на базе ТС. Суперблоки ВС, ПКУ, УСО КП (устройство сопряжения с объектами коллективного использования) и СИВО — общие для всех ТК, включаются в их состав на весь период тренировочного процесса (ТП), планируемого независимо для каждого ТК.

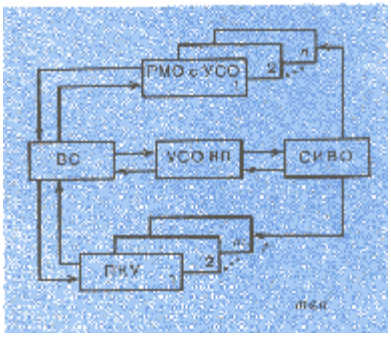



**Рисунок 2.** Структура гибкой тренажерной системы:
n — общее число РМО в составе ТС; m — число ПКУ в составе ТС

ТС с гибкой структурой относятся к открытым системам, которым свойственно наращивание. При таком построении ТС создание на ее базе нового тренажера связано с введением в состав ТС комплекса РМО с комплектом бортового оборудования и индивидуальным УСО, а также, при необходимости, новых модулей СИВО (или автономных ИВО) и соответствующих программных модулей ВС. При этом каждый из суперблоков ТС (за исключением РМО) представляет собой подсистему коллективного пользования при программной «сборке» на базе ТС целевого ряда тренажеров. Естественно, что как число программно «собранных» конкретных тренажеров,

так и число одновременно функционирующих тренажеров зависит от «мощности» агрегативных подсистем ТС, созданных на модульных принципах.

Таким образом, концепция создания гибкой ТС преследовала широкую унификацию и модульность конструкции ТС, повышение коэффициента использования модулей ТС на принципах коллективного пользования ими и относительное уменьшение общего объема аппаратурной части ТС.

Переход от автономных тренажеров к гибкой ТС, основанной на интеграции основных устройств тренажеров, преследовал более полное использование ее ресурсов, сокращение времени создания тренажеров для новых и модифицированных ПКА и снижение экономических затрат на создание ТС ПК.

В ТС с гибкой структурой функционирование ее основных программно-аппаратных средств организуется в режиме коллективного пользования Организационная структура такой ТС представлена на рис. 3.

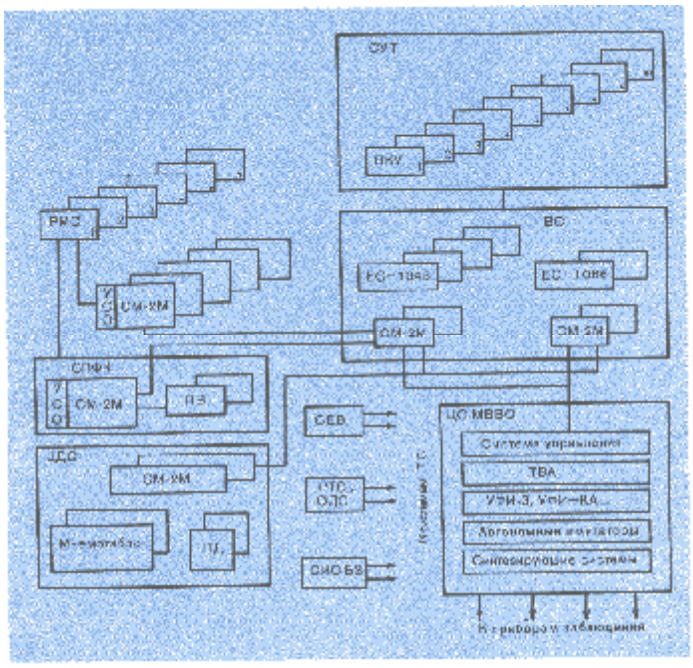



**Рисунок 3.** Организационная структура ТС.

В ее состав входят:

ЦДС — центральная диспетчерская служба; ВС — вычислительная система; СУТ — система управления тренировками; ЦС МВВО — централизованная система моделирования внешней визуальной обстановки; РМО — рабочие места операторов-космонавтов; УСО — устройства сопряжения с объектами; СПФК — система психофизиологического контроля; СЕВ — система единого времени; РТС, ОДС — ремонтно-технологическая и оперативно-диспетчерская связь;

СИЗ БЗ — система имитации связи «борт-Земля»; ПВ — пульт врача; ПД — пульт диспетчера.

Организация повседневных работ (тренировки, отладки, ремонт и т. д.) на средствах ТС, формирование параллельно функционирующих тренажерных

каналов и организация тренировочного процесса осуществляется ЦДС, структура которой представлена на рис. 4.

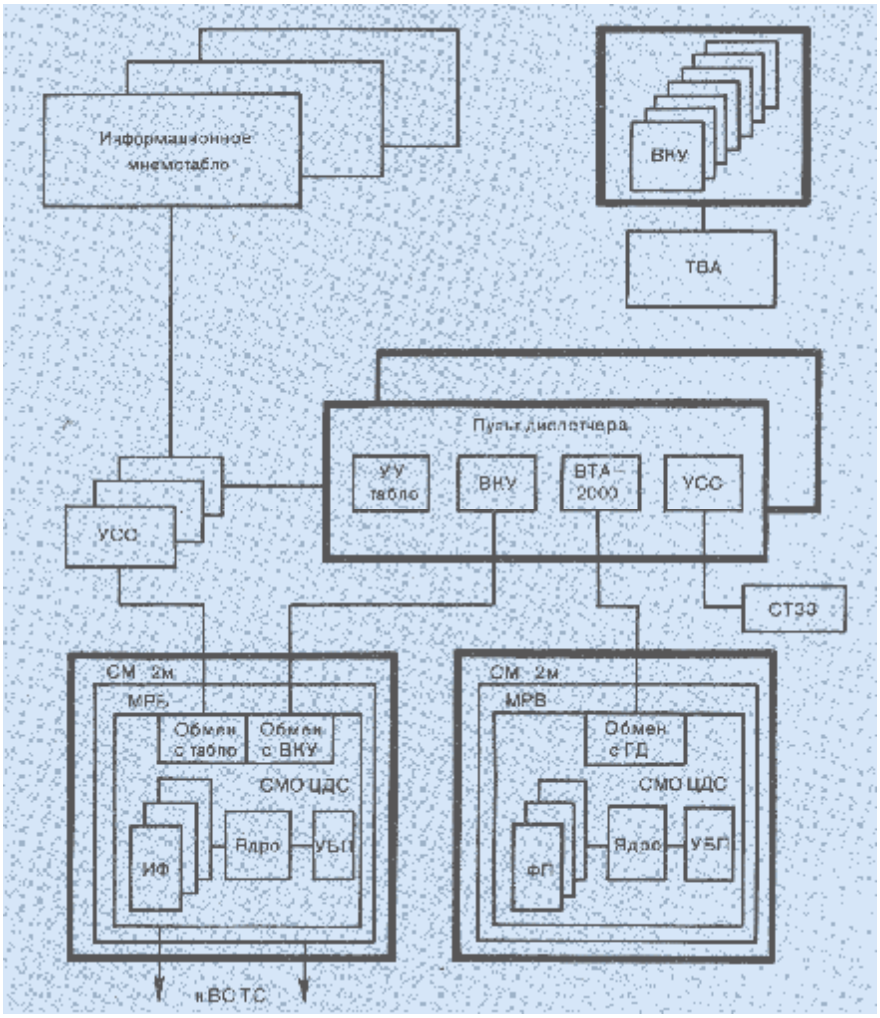



**Рисунок 4.** Структурная схема ЦДС.

В состав ЦДС входят:

Пульт центрального диспетчера; информационное мнемотабло; ВКУ — видеоконтрольные устройства; ТВА — телевизионная аппаратура; устройства сопряжения с объектами; ЭВМ СМ-2М; СТЗЗ — стойка звукозаписи.

Центральный диспетчер является руководителем всех работ, производимых на средствах ТС. Посредством органов управления дисплеев ВТА-2000, входящих в состав пульта диспетчера, осуществляется оперативное управление функционированием ТС. Информация, необходимая для принятия решений, формируется в ЭВМ СМ-2М и отображается на ВКУ пульта диспетчера и мнемотабло. Одна из ЭВМ ЦДС предназначена для оперативного управления функционированием ТС, а другая — для отображения информации на соответствующих устройствах ЦДС.

Структура вычислительной системы (ВС) представлена на рис. 5. Это одна из основных подсистем ТС. На ее базе реализуются практически все

основные задачи ТС, включая информационную увязку всех подсистем ТС. На ВС возложены следующие основные задачи:

- моделирование динамики полета ПКА и его бортовых систем;
- управление функционированием ТС в процессе тренировок;
- накопление, хранение и обработка информации, необходимой для обеспечения ТП и оценки операторской деятельности тренируемых космонавтов;
- диагностика и автоматизированное изменение структуры ТК при восстановлении работоспособности ТС по командам ЦДС;
- запись ТП в контрольных точках с последующим его воспроизведением.

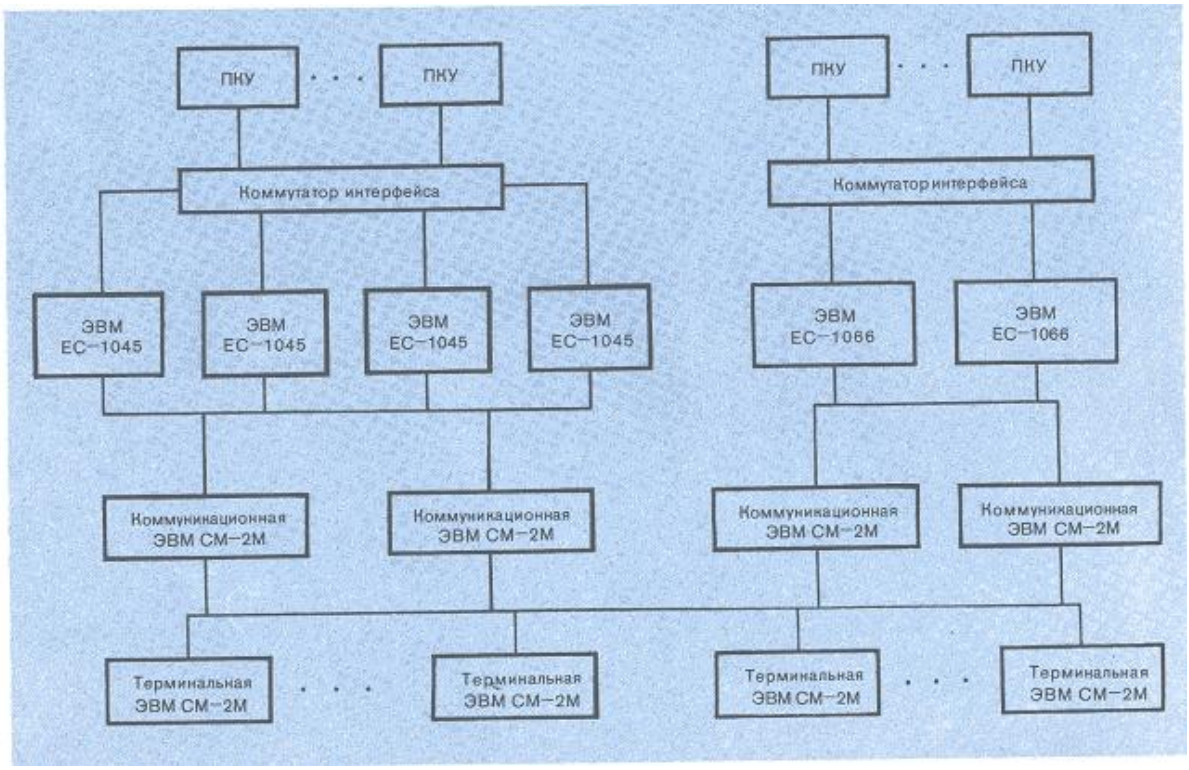



**Рисунок 5.** Структурная схема ВС.

Как видно из рис. 5, ВС построена по трехуровневой схеме, в которой 1 и 2 уровни составляют собственно ВС, а ЭВМ третьего уровня — ее периферию с УСО многочисленных устройств ТС. По существу ВС представляет собой распределенную многомашинную вычислительную сеть.

Для обеспечения функционирования ВС разработана и внедрена специализированная сетевая операционная система реального времени, которая представлена на каждой конкретной ЭВМ монитором реального времени. Упрощенная структура системы управления тренировками (СУТ) представлена на рис. 6.

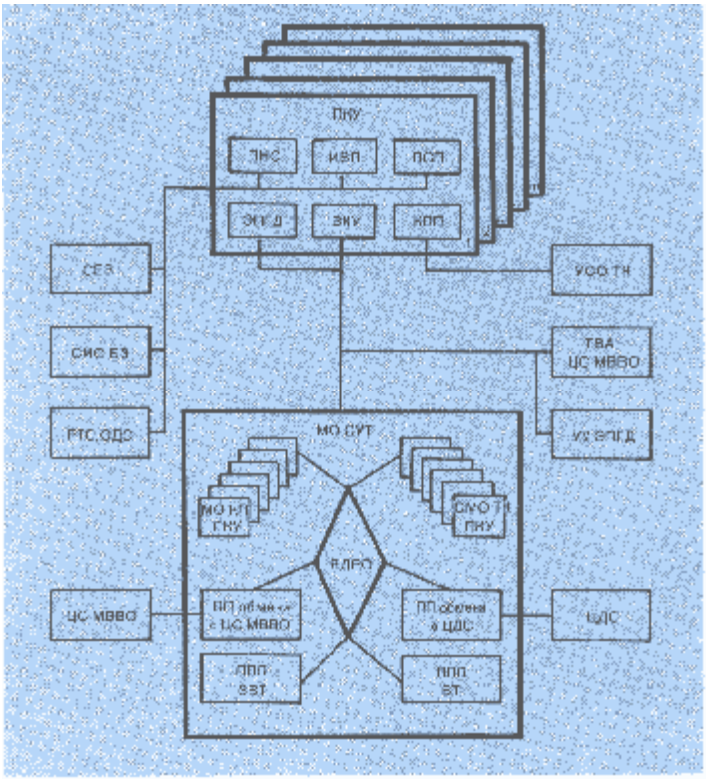



**Рисунок 6.** Структура системы управления тренировками.

В ее состав входят:

ПКУ — пульты контроля и управления, реализованные на базе графических дисплеев; АКОД — средства документирования автоматизированного контроля операторской деятельности; МО — математическое обеспечение, состоящее из МО коллективного пользования (МО КП ПКУ) и специального МО конкретных ТК (СМО ТК ПКУ).

Аппаратные и программные средства СУТ реализуют следующие функции:

- управление моделированием полета ПКА и ходом тренировки;
- контроль функционирования моделей систем и режимов полета ПКА;
- ввод в модели систем и режимов полета ПКА нештатных и аварийных ситуаций;
- управление восстановлением функционирования ТК при сбоях и отказах технических средств ТС;
- управление записью и воспроизведением тренировочного процесса;
- передачу в ЦДС информации о состоянии технических и программных средств СУТ.

Применение в составе ПКУ унифицированных модулей позволяет осуществлять быструю реконфигурацию ПКУ при модернизации и, создании новых ТК в составе ТС, а использование графических дисплеев значительно расширяет возможности информационного обеспечения ПКУ. Структура

второй основной подсистемы ТС — централизованной системы моделирования внешней визуальной обстановки (ЦС МВВО) представлена на рис. 7.

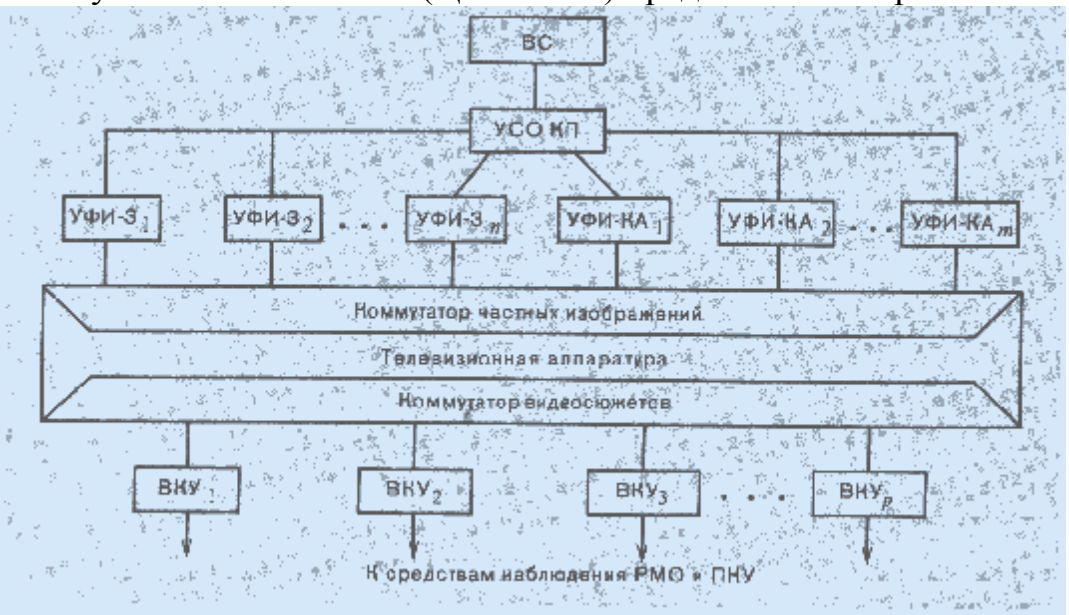



**Рисунок 7.** Структура централизованной системы моделирования внешней визуальной обстановки

Она включает следующую совокупность модулей:

УФИ-КА — оптико-механические управляемые формирователи изображения космического аппарата; УФИ-З — оптико-механические управляемые формирователи изображения Земли; ТВА — телевизионная аппаратура, сопряженная с вышеуказанными модулями; подсистема управления техническими средствами ЦС МВВО, включающая терминальные ЭВМ СМ-2М с УСО и соответствующим МО; коллиматоры, оптически сопряженные с оконечными ВКУ; приборы наблюдения в тренажерном исполнении.

Кроме того, в состав ЦС МВВО входят:

- автономные оптико-механические имитаторы визуальной обстановки спуска с орбиты и посадки ПКА;
- система имитации визуальной обстановки, реализованная на основе цифрового синтеза;
- имитаторы звездного неба на основе цифрового синтеза.

На ЦС МВВО возложены следующие основные задачи:

- моделирование визуальной обстановки в средствах наблюдения РМО и ПКУ всех одновременно функционирующих ТК в различных режимах орбитального полета, спуска и посадки;
- воспроизведение оптико-телевизионным способом изображений Земли, КА и других объектов в иллюминаторах и других средствах наблюдения;
- моделирование визуальной обстановки при стыковке ПКА на

орбите и при посадке.

Основу ЦС МВВО составляют унифицированные оптико-механические модули имитации визуальной обстановки коллективного пользования, сопряженные с телевизионными каналами цветного и черно-белого телевидения, видеосигналы которых коммутируются на средства наблюдения посредством видеокоммутатора, управляемого специализированной ЭВМ СМ–2М.

Такой подход позволил существенно снизить общее число дорогостоящих и трудоемких в изготовлении средств имитации и одновременно повысить живучесть ТК (тренажеров), уменьшить продолжительность создания и стоимость новых (или модернизируемых) ТК на базе ТС.

Однако в силу ограниченного разрешения современных телевизионных систем не представилось возможным все модули ЦС МВВО сделать коллективными. Это потребовало в некоторых случаях применить автономные оптико-механические имитаторы.

Телевизионная аппаратура в составе ЦС МВВО решает следующие задачи:

- формирование сюжетов визуальной обстановки в оптических и телевизионных средствах наблюдения РМО и ПКУ;
- имитация работы штатных бортовых телевизионных систем;
- контроль за деятельностью экипажа в РМО при тренировках;
- регистрация с помощью видеозаписи тренировочного процесса с последующим его воспроизведением;
- оперативное переключение каналов имитации визуальной обстановки в процессе тренировок при изменении конфигурации ТК.

Опытная эксплуатация ТС подтвердила правильность выбранного направления развития тренажерной базы. Унификация средств коллективного пользования, модульность общего и специального математического обеспечения позволили значительно упростить проблему создания тренажеров. Вместе с тем, в связи с усложнением и расширением задач, возлагаемых на экипаж ПКА, а также возрастанием количества и сложности бортовых систем ПКА, значительно увеличилось число программно-аппаратных модулей ТС, входящих в состав ТК. Такое положение привело к снижению надежности и отказоустойчивости тренажеров, реализуемых на базе ТС, несмотря на возросшую надежность элементов, входящих в модули отдельных ее подсистем. Решение этой проблемы потребовало разработки программных методов восстановления тренировочного процесса при сбоях и отказах аппаратурной части ТС.

Дальнейшее развитие и совершенствование ТС связывают с внедрением в ее состав:

- средств имитации визуальной обстановки на основе цифрового синтеза;
- телевизионных систем высокой четкости с повышенным стандартом разложения;
- адаптивной распределенной микропроцессорной вычислительной сети, взамен существующей трехуровневой ВС;
- принципов динамической адаптации структуры ТС к ситуационному ходу тренировочного процесса.

Становление космического тренажеростроения начиналось с подготовки к первому пилотируемому космическому полету Ю.А.Гагарина. Прообразом первого космического тренажера был моделирующий стенд, созданный в I960 году в одной из лабораторий Лётно-исследовательского института (ЛИИ). Он предназначался для отработки инженерно-психологических аспектов создания пульта КК "Восток". Этот стенд, после включения в его состав полноразмерного макета КК "Восток", был доработан под стенд-тренажер (ТДК-1), на котором прошли подготовку к космическому полету Ю.А.Гагарин и Г.С.Титов.

Подготовка ко всем последующим полетам на КК "Восток" проводилась уже на более совершенном стенде-тренажере, созданном к концу 1961 года сотрудниками той же лаборатории. Он получил название ТДК-2. На этом тренажере, представляющем собой натуральный спускаемый аппарат, была смоделирована система индикации, сигнализации и ручного управления КК "Восток", предъявлявшая тренируемому космонавту визуальную информацию о режиме полета корабля, работе различных систем, агрегатов и бортового оборудования. Помимо этой части информационной модели полета КК на тренажере впервые была смоделирована внешняя визуальная обстановка в оптическом визире "Взор". Включение в состав тренажера оптико-телевизионного имитатора визуальной обстановки позволило космонавту визуально ощущать реакцию корабля на отклонение ручек управления, что создало иллюзию управления им в космическом пространстве. По существу, созданием этого тренажера было положено начало космическому тренажеростроению, в развитии которого приняли участие многие организации и предприятия.

В 1964 году для подготовки к полету космонавтов В.М.Комарова, К.П.Феоктистова и Б.Б.Егорова на КК "Восход" был создан первый комплексный тренажер. Этот тренажер (ТДК-ЗКВ) создавался уже с учетом опыта выполненных космических полетов и накопленных знаний по разработке и созданию тренажеров. Наличие аналоговой ЭВМ МН–14 позволило имитировать динамику движения космического корабля на орбите и спуск с орбиты в режиме ручного управления. К созданию наиболее сложных и трудоемких частей тренажера — имитаторов визуальной обстановки — были привлечены предприятия оборонной промышленности — завод "Арсенал" и ЦКБ "Геофизика", где были заложены базовые основы создания целого поколения имитаторов.

Подготовка к первому выходу человека в космос, осуществленному 18 марта 1965 года А.А. Леоновым, началась с освоения космического скафандра в сочетании с тренировками в барокамере и проводилась по принципу выполнения уникального эксперимента с целью определения возможности пребывания человека, облаченного в скафандр, в открытом космосе. Подготовка к второму эксперименту по выходу в открытый космос проводилась по схеме первого выхода, но в более совершенном скафандре "Ястреб" с автономной системой обеспечения жизнедеятельности в виде ранца, прикрепленного к ноге.

Были разработаны и обоснованы технические требования, состав и структурная схема специализированного тренажера "Выход". Рациональный выбор типа тренажера и: оригинальные решения в конструкции его основных узлов позволили повысить эффективность и безопасность подготовки к выходу в открытый космос.

Крупным, но нелегким шагом в космическом тренажеростроении было создание комплексного тренажера КК "Союз" (ТДК-7К). Трудность была обусловлена тем, что корабль "Союз" представлял собой качественно новый уровень в пилотируемой космонавтике и был оснащен многочисленными системами, функционирующими с участием космонавта. Особенно возросла мера участия космонавта в выполнении динамических операций. Появилась такая сложная операция, как стыковка двух кораблей. При тесном сотрудничестве ОКБ С.П.Королева, а также сотрудников Центра был создан первый специализированный тренажер сближения и стыковки КК ("Волга"). Первыми операторами-испытателями этого тренажера были Ю.А.Гагарин, В.М.Комаров и В.Ф.Быковский. На этом тренажере впервые был использован специально созданный прибор объективной оценки процесса управления стыковкой по отклонению реализуемой на тренажере траектории стыковки от оптимальной

В первые годы космического тренажеростроения многие тренажерные средства создавались силами специалистов Центра: специализированные тренажеры "Ока-АРС" (ручного управления сближением ТК "Союз"), "Кама" (главного поста ДОС "Салют"), положившие начало тренажерам на основе цифровой вычислительной техники, "Енисей" (системы управления движением ТК "Союз"), "Амур" и "Байкал" (постов управления астроориентации и астронавигации ДОС "Салют"), "Сириус-77" (сближения и стыковки функционально-грузового блока со станцией "Алмаз"), "Причал" (стыковки ТК с ДОС), стенд "Посадка" (посадки на Луну). Большинство из вышеперечисленных тренажеров было построено на основе созданного многомашинного аналого-цифрового комплекса АЦК-М, ,в состав которого входили ЦЭВМ М–220 (2 комплекта) и М–222.

Одним из ярких этапов развития тренажеростроения было создание комплексного тренажера ТК "Союз" ТДК-7М и подготовка на нем космонавтов к полёту в 1975 году по советско-американской программе "Союз"-"Аполлон". Создание транспортного корабля "Союз" в модификациях "Союз-Т" и "Союз-ТМ" привело к появлению в Центре комплексных тренажеров ТДК-7СТ (1979

г.) и ТДК-7СТ-2 (1986 г.). Головным разработчиком этих тренажеров было СОКБ ЛИИ (НИИ АО). Особо следует отметить создание в 1980 году специализированного тренажера сближения и стыковки транспортного корабля с орбитальной станцией — "Бивни" (и его модификаций "Бивни-2" и "Бивни-3"), размещенного в административно-техническом комплексе на космодроме Байконур (головной разработчик — ОКТБ "Орбита") и предназначенного для поддержания у космонавтов навыков ручного управления транспортным кораблем в период предстартовой подготовки.

Первый полет Юрия Гагарина в 1961 году вокруг Земли открыл для человечества целую эру пилотируемой космонавтики. Уже вначале шестидесятых годов прошлого века в СССР полным ходом стала выполнятся государственная программа создания космического аппарата для пилотируемого полета на Луну и высадки на ее поверхность человека, с последующим возвращением его на Землю. Также следует отметить создание тренажеров по «лунной» программе,[8] один из которых был предназначен для подготовки космонавтов к облету Луны (Л–1), а второй (Л–3) – для подготовки космонавтов к высадке на ее поверхность. Это в свою очередь требовало подключения к космическим исследованиям новых коллективов ученых, конструкторов, инженеров. По рекомендации первого Председателя «Интеркосмоса», вице-президента АН СССР, академика Б.Н. Петрова Постановлением Совета Министров СССР именно Киевскому институту инженеров гражданской авиации (КИИГА) была поручена разработка уникальной тренажерной техники для подготовки космонавтов к полетам на Луну и другие планеты. Творческий коллектив, костяк которого составили талантливые ученые вуза и молодые исследователи, возглавил академик А.И. Кухтенко – один из пионеров авиационного тренажеростроения.

Следует заметить, что тренировки на комплексных и различных специализированных тренажерах составляют для космонавтов основной вид космической подготовки, в том числе и к действиям в особых случаях полета. Многочисленные исследования показали, что каждая заранее проработанная на Земле аварийная ситуация существенно увеличивает вероятность успешного выходя экипажа из непредвиденных критических ситуаций, возникающих во время полёта. Именно на тренажере воспроизводится деятельность, наиболее близкая реальной. Вот почему подготовке космонавтов по управлению космическими пилотируемыми аппаратами и их системами на комплексных тренажерах уделяется такое большое внимание. При этом навыки основных действий по управления отрабатываются до разумного автоматизма. Одновременно количество и разнообразие вариантов аварийных ситуаций, проработанных космонавтом на тренажере, может служить своего рода показателем уровня обеспечения безопасности полетов и широких возможностей самих пилотируемых космических аппаратов по выходу без потерь в случае непредвиденных и даже аварийных обстоятельств полета. Творческому коллективу под руководством в кратчайшие сроки предстояло решить сложнейшие научные и организационные задачи. Например, одна из организационных особенностей этой ответственной работы состояла в том, что

КИИГА был определен ответственным за весь объем работ по созданию комплексных тренажеров - от разработки научно-технических проблем, математических моделей технической документации, до контроля за изготовлением конкретной техники на заводах и ОКБ Киева, Москвы, Ленинграда, Львова и Кишинева, которые были подчинены разным Министерствам и ведомствам. При этом необходимо было создать действующий моделирующий комплекс, который бы позволил воссоздать динамику полета и посадки на лунную поверхность с возвращением лунного модуля в автоматическом и пилотируемых режимах. Ко всему этому надо было создать еще и крупномасштабный макет определенного участка лунной поверхности. Все это надо было обеспечить высокоточной системой визуального отображения и системой имитации динамики полета и полетной информации, в состав которой входили, шестистепенной стенд и пульт управления этим сложным комплексом с высокоточными следящими системами. Несмотря на все эти сложности, поставленное Правительством задание было успешно выполнено. Тренажер космического аппарата для посадки на Луну и возвращения с её поверхности ( Л-3 ) под названием "Сириус" был создан. Он состоял из вычислительного комплекса, который моделировал динамику полёта, кабины экипажа, посадочного модуля с соответствующим оборудованием, приборами и механизмами управления реального лунного модуля, а также систем визуализации, что позволяло воссоздать иллюзию зрительного восприятия полёта и посадки на Луну, старта с лунной поверхности и стыковки модуля с космическим кораблем для возвращения его на Землю. Два комплекта тренажера "Сириус" были приняты Государственной комиссией. Один из них был установлен в НПО "Энергия", а другой в Центре подготовки космонавтов. Со временем предполётную подготовку на нем прошли десятки лётчиков-космонавтов, среди них В.Ф.Быковский, А.А.Леонов, А.С.Елисеев, Т.С.Титов, В.М.Жолобов, Г.С.Шонин, Б.В.Волынов, А.Ф.Филипченко, В.М.Кубасов. К сожалению, после смерти Сергея Павловича Королева программа пилотируемых полетов на Луну была переориентирована на ее исследование автоматическими станциями, хотя сам тренажерный комплекс «Сириус» ещё много лет использовался для подготовки космонавтов. После некоторой модернизации, и снова с помощью сотрудников КИИГА, он был использован для тренировок советских и американских космонавтов при их подготовке по программе «Союз – Аполлон». На нем отрабатывались элементы стыковки космических кораблей. В связи с несостоявшимся полетом на Луну и открытием программы орбитальных станций тренажер Л-1 был доработан под главное рабочее место долговременной орбитальной станции (ДОС) "Салют".

Последовательное развитие ПКА, усложнение задач, возлагаемых на его экипаж, и расширение степени его участия в проведении космических экспериментов существенно усложнили и тренажеры. При этом возросла роль не только технических, но и экономических, и организационных аспектов создания тренажеров. Участие космонавтов в исследованиях, проводимых на ДОС "Салют" и ОПК "Мир" в интересах различных отраслей народного

хозяйства, предъявило специфические требования к тренажерным средствам подготовки космонавтов и методикам их использования. Все возрастающие требования к тренажерам, увеличение их числа и объема тренировок вошли в противоречие с принципами их построения по жесткой, неперестраиваемой структуре. Первые шаги по решению этой проблемы [9] связаны с созданием в Центре тренажерной системы (ТС) с гибкой структурой, формируемой на основе модулей коллективного использования. Головным разработчиком ТС стало ОКТБ "Орбита", в кооперации с несколькими десятками промышленных предприятий и организаций. Основными из них являлись ПО «Завод Арсенал», ЦКБ «Геофизика», ВНИИ ПО «Эра», НТК «Автоматика», СО АН СССР, ПО «Гермес» и др. К 1991 году были проведены все виды испытаний ТС («Ермак-27»), и она была сдана в эксплуатацию. В 70-х годах в Центре был создан ряд комплексных тренажеров для обеспечения подготовки космонавтов по программе "Алмаз". Головной организацией промышленности по разработке тренажера "Иртыш" на аналоговой технике и тренажеров функционально-грузового блока (ТДК-Ф77) и возвращаемого аппарата (ТДК-Ф74) на цифровой технике выступала организация СОКБ ЛИИ МАП (ныне НИИ АО. В отличие от комплексного тренажера ДОС-7К тренажеры ТДК-Ф77 и ТДК-Ф74 позволяли не только моделировать на них состояние систем ОПС "Алмаз" и давали возможность управлять ими космонавтам, но и позволяли в реальном масштабе времени получать и отображать на них информацию о состоянии систем и борта летающей в это время в космосе ОПС "Алмаз". Кроме того, эти же тренажерные средства задействовались и для управления космическими полетами ОПС "Алмаз", а учебный командный пункт (УКП) Центра позволял полностью автономно осуществлять управление полетом силами специалистов Центра. В ходе реализации программы "Алмаз" пять подготовленных экипажей выполнили космические полеты (П.Р.Попович и Ю.П.Артюхин, Б.В.Волынов и В.М.Жолобов, Г.В.Сарафанов и Л.СДемин, В.Д.Зудов и В.И-Рождественский, В.В.Горбатко и Ю.Н.Глазков)

Для выполнения программы, предусматривавшей эксплуатацию орбитального пилотируемого комплекса (ОПК) "Мир" с целевыми модулями "Квант-2"; "Кристалл", "Спектр" и "Природа" и транспортным кораблем (ТК) "Союз ТМ", была создана система ТСПК, структура которой приведена на рис. 8.

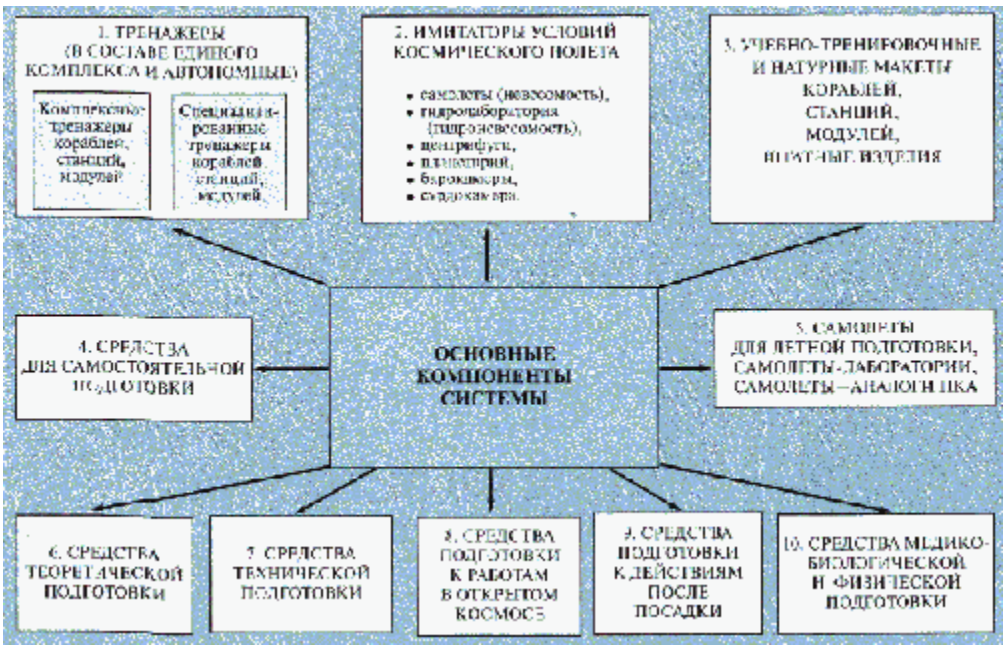



**Рисунок 8.** Структура ТСПК

К определяющей группе этих средств относятся тренажеры кораблей, станций, модулей в составе единого комплекса и автономные.

Очередным этапом в совершенствовании методики подготовки космонавтов явилось создание стенда подготовки экипажей международной космической станции с использованием элементов виртуальной реальности, предназначенного для проведения предтренажной подготовки космонавтов на различных этапах подготовки к космическому полету.

Перед стендом ставится ряд взаимосвязанных задач:

- моделирование бортовых систем Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС). Адекватная реакция моделей бортовых систем (состояние индикаторов, тумблеров и т.д.) на управляющие воздействия обучаемого (нажатие клавиш, включение-отключение клавиш, тумблеров, галетных переключателей и т.п.);
- погружение в виртуальный мир РС МКС с перемещением в нем с 6-ю степенями свободы и возможностью интерактивного взаимодействия с внешним видом и внутренним интерьером и моделями бортовых систем РС МКС;
- информационно-справочная поддержка обучаемого, с получением необходимой информации по бортовым системам (назначение, размещение, состав, принципы функционирования, размещения и т.д.) и отдельным блокам;
- отработка группового взаимодействия. Взаимодействие членов экипажа при их совместной работе по эксплуатации и ремонту бортовых систем;
- во время занятий космонавты, в зависимости от стадии обучения, изучают или вспоминают размещение, принципы построения и

работы бортовых систем, конструкцию и компоновку РС МКС, формируют навыки управления бортовыми системами с пультов в штатных и нештатных режимах.

В результате использования ТСПК, отвечающих приведенным требованиям, должны быть гарантированы:

- выработка комплекса представлений о функционировании всех бортовых систем ПКА, умело оперирование показаниями имеющихся формационных устройств;
- доведение до уровня навыков сенсорно-рецептивных и сенсомоторных действий с целью разгрузки внимания космонавта для выполнения сложных интеллектуальных процессов;
- овладение навыками быстрого реагирования на возникновение новых ситуаций в процессе управления;
- выработка резервов повышения качества решения задач управления для компенсации действия неблагоприятных условий деятельности в процессе космического полета;
- отработка навыков, обеспечивающих мобильность перехода с одного вида деятельности на другой.

**Характеристика компонентов ТСПК.** В соответствии с изложенными формальными признаками по программе ОПК "Мир" и ТК "Союз-ТМ" была определена структура тренажерних средств, основу которой составляли автономные тренажеры и тренажеры в составе ТС тренажерно-моделирующего комплекса (ТМК) Центра.

К автономным тренажерам относились:

- комплексный тренажер ТДК–7СТ № 2, предназначенный для тренировок и наземного обучения экипажей управлению ТК «Союз-ТМ» его системами и устройствами при выполнении программы космического полета в штатных, нештатных и аварийных ситуациях на всех этапах полета, а также для отработки полетной документации;
- специализированный динамический тренажер "Пилот-732" на базе центрифуги ЦФ-7, предназначенный для проведения тренировок космонавтов по программе ТК "Союз-ТМ" для атмосферного.участка спуска, как в статических условиях, так и в условиях воздействия реальных перегрузок, а также для отработки космонавтами практических навыков по действиям в нештатных ситуациях;
- специализированный тренажер сближения и стыковки ТК "Союз-ТМ" с ОПК "Мир" и МКС ("Дон-Союз-ТМ"), предназначенный для поддержания у экипажа навыков ручного управления ТК и его системами при выполнении сближения, облета, стыковки и расстыковки с комплексом или МКС, предусмотренными

программой полета;
- специализированный тренажер "Выход", предназначенный для тренировки космонавтов по управлению системами скафандра, автономными и бортовыми системами жизнеобеспечения и системами шлюзования в штатных режимах работы и в нештатных ситуациях;
- специализированные тренажеры целевых модулей "Спектр" и "Природа" ("Дон-77КСО", "Наваждение"), предназначенные для изучения космонавтами натурального вида модулей, бортового оборудования и отработки навыков работы с бортовыми системами и научной аппаратурой в штатных и нештатных ситуациях, а также для проведения тренировок и практических занятий по выполнению научных исследований и экспериментов, телерепортажей и кинофотосъемок, операций по эксплуатации систем и оборудования модулей и их техническому обслуживанию и ремонту;
- специализированный тренажер телеуправления сближением и стыковкой транспортного корабля и целевых модулей ("Телеоператор"), назначением которого является подготовка экипажа по ручному телеоператорному управлению сближением и стыковкой транспортных грузовых кораблей и целевых модулей со станцией "Мир" и МКС.

К тренажерам в составе ТС относились:

- комплексный тренажер орбитальной станции "Мир"("Дон-17КС");
- комплексный тренажер целевого модуля "Квант" ("Дон-37КЭ");
- специализированный тренажер целевого модуля "Квант-2" ("Дон-77КСД");
- специализированный тренажер целевого модуля "Кристалл" ("Дон-77КСТ").

Комплексные тренажеры "Дон–17КС" и "Дон–37КЭ" использовались для проведения комплексных тренировок и обучения экипажей выполнению всей программы полета, в том числе монтажно-демонтажных и погрузочно-разгрузочных работ.

На тренажерах "Дон–77КСД" и "Дон–77КСТ", кроме изучения конструкции и компоновки модуля, его бортового оборудования и отработки навыков работы с бортовыми системами проводились тренировки космонавтов по выполнению научных исследований и экспериментов, сеансов связи, телерепортажей и кинофотосъемок, предусмотренных программой полета.

Таким образом, на базе Центра в структуре ТСПК по программе "Мир" использовались 11 тренажеров, из которых 3 тренажера ТК "Союз-ТМ", 3 тренажера ОПК "Мир" и 5 тренажеров целевых модулей (по одному на модуль). Дополнительно для проведения предстартовой подготовки на

космодроме Байконур находился специализированный тренажер "Бивни" ручного управления сближением и стыковкой ТК "Союз-ТМ" с ОПК "Мир", подобный тренажеру "Дон-Союз-ТМ".

В настоящее время созданы и продолжают, создаваться технические средства для подготовки экипажей по программе Международной космической станции, в состав которых входят:

- комплекс тренажеров ТК;
- комплекс тренажеров РС;
- комплекс тренажерных средств систем жизнеобеспечения.
- Комплекс тренажеров ТК для программы МКС составляют:
- комплексный тренажер ТК "Союз-ТМ" («ТДК ТСТ №2»)
- комплексный тренажер ТК "Союз-ТМА" («ТДК ТСТ №3»)
- специализированный тренажер динамических режимов сближения, причаливания и стыковки («Дон-Союз-ТМ»);
- специализированный динамический тренажер ручного управляемого спуска корабля "Союз-ТМА" на базе центрифуги ЦФ-18 ("ТС-18").

Комплексный тренажер "ТДК 7СТ № 3" представляет собой сложный полунатурный моделирующий комплекс, включающий полноразмерный макет обитаемых отсеков нового ТК "Союз-ТМА". Тренажер обеспечивает моделирование работы всех бортовых систем и движения корабля на всех этапах космического полета от выведения на орбиту до посадки спускаемого аппарата на Землю для проведения комплексных тренировок экипажа, в том числе в полетных скафандрах.

Специализированный тренажер "Дон-Союз-ТМ" предназначен для обучения операторов режимам ручного управления транспортным кораблем "Союз-ТМ" при сближении, причаливании, облете и стыковке с орбитальной станцией. Тренажер содержит не только действующие макеты отсеков, но и обеспечивает экипажу наблюдение полной и точной внешней визуальной обстановки в оптических и телевизионных средствах наблюдения: изображение МКС с учетом ее относительного и орбитального движения на фоне Земли и космоса на световой и теневой сторонах орбиты. На тренажере обеспечивается также обучение бортинженера работе с лазерным дальномером при дальнем ручном сближении с МКС.

Специализированные динамические тренажеры ручного управления спуском позволяют решать задачу формирования навыков такого управления в условиях воздействия перегрузок. Они представляют собой макеты рабочего места космонавта в спускаемом аппарате, оборудованном в кабине центрифуг ЦФ-7 и ЦФ-18, и обеспечивают моделирование процесса управляемого спуска на атмосферном участке с воспроизведением динамических воздействий (перегрузок), возникающих в этом режиме.

Комплекс тренажеров РС представляет собой гибкий наращиваемый комплекс программно-аппаратных средств для различных тренировочных

конфигураций, которые должны учитывать задачи по подготовке экипажей, а также эволюцию МКС в процессе ее сборки и эксплуатации. В соответствии с проектной документацией по МКС данный комплекс должен содержать в своем составе комплексные тренажеры орбитальных модулей РС, в число которых входят:

- функционально-грузовой блок (ФГБ);
- служебный модуль (СМ);
- стыковочный отсек (СО);
- универсальный стыковочный модуль (УСМ);
- модуль жизнеобеспечения (МЖО);
- научно-энергетическая платформа (НЭП);
- исследовательские модули (ИМ).

В настоящее время созданы и совместно функционируют тренажер служебного модуля и тренажер функционально-грузового блока.

"Комплексные тренажеры представляют собой полноразмерные макеты модулей МКС, включающие системы, которые моделируют выдачу управляющих воздействий экипажем и работу средств отображения, пульт инструктора, имитаторы внешней визуальной обстановки, телевизионную систему и технологическое оборудование.

Помимо комплексных тренажеров в состав комплекса тренажеров РС входят:

- специализированный тренажер "Выход-2";
- тренажер по телеоператорному режиму управления (ТОРУ);
- специализированный тренажер "Дон-ERA".

Специализированный тренажер "Выход-2" предназначен для комплексной подготовки российских и международных экипажей по операциям обслуживания и эксплуатации скафандра "Орлан-М", по процедурам шлюзования из Российского сегмента МКС, а также по отработке отдельных рабочих операций внекорабельной деятельности.

Тренажер представляет собой сложный многофункциональный комплекс, состоящий из разнообразных по назначению и оригинальных по исполнению специальных систем, оборудования и изделий, обеспечивающих жизнедеятельность операторов в скафандрах с возможностью их свободного перемещения в рабочей зоне за счет мышечных усилий в условиях моделируемой светотеневой обстановки.

В состав тренажера входят:

- комплект из двух скафандров "Орлан-МТ" с бортовой системой БСС-4, изготовленных в тренажном исполнении;
- фрагменты рабочих зон отсеков СО1 и ПХО из состава Российского сегмента МКС;
- система обезвешивания и обеспечения подвижности скафандров в рабочих зонах тренажера;

- наземная система обеспечения жизнедеятельности операторов в скафандрах;
- система моделирования работы средств шлюзования и подсистем скафандров;
- система моделирования светотеневой обстановки;
- система телевизионного и медицинского контроля и радиосвязи.

При создании тренажера "Выход-2" был реализован ряд оригинальных подходов для обеспечения эффективной работы отдельных систем. К ним в первую очередь необходимо отнести:

- использование воздушных опор для снижения сил трения в узлах системы обезвешивания скафандров;
- применение метода регулируемой компенсации силы тяжести, воздействующей на скафандр с оператором;
- автоматическое регулирование подачи воздуха в скафандры в зависимости от моделируемого абсолютного давления в шлюзовой камере;
- адаптивная к внешним факторам и переменным энерготратам система терморегулирования скафандров;
- обеспечение технологических условий для моделирования светотеневой обстановки.

Специализированный тренажер «Телеоператор» предназначен для подготовки экипажей долговременных экспедиций к реализации режима ручного телеуправления (с борта МКС) сближением и стыковкой беспилотных объектов (транспортный грузовой корабль "Прогресс", модули дооснащенного МКС, европейский транспортный корабль ATV и др.). В зависимости от задач тренировки экипаж может располагаться не только в специальном макете рабочего места тренажера, но и в полноразмерном макете МКС из состава комплексного тренажера РС.

Тренажер "Дон-ERA" предназначен для отработки моторных навыков при выполнении ручных режимов управления Европейским робототехническим манипулятором с внешнего и внутреннего пультов, а также для отработки информационно-логического взаимодействия с "ERA" и информационной моделью его состояния, отображемого на пультах при автоматическом и ручном режимах управления.

К имитаторам факторов космического полета относятся гидролаборатория, центрифуги, барокамерный комплекс, планетарий, летающие лаборатории. Перечисленные средства позволяют имитировать в наземных условиях невесомость, перегрузки, изменение температуры и давления, звездное небо, приближенные к реальным условиям космического полета.

Тренировки в гидросреде проводятся с целью выработки у космонавтов навыков по оптимальной организации внекорабельной деятельности (ВКД) в

различных вариантах оборудования рабочих мест и средств фиксации на внешней поверхности ПКА с обеспечением необходимых мер безопасности. Гидролаборатория представляет собой сложное гидротехническое сооружение, содержащее большой комплекс технологического оборудования, специальных систем, аппаратуры и механизмов. Размещена гидролаборатория в здании цилиндрической формы диаметром 46 и высотой 20 метров. Основную центральную часть здания занимает цилиндрический резервуар (диаметр 23 м, высота 12м, емкость 5000 куб. м), заполненный водой с температурой около 30 градусов Цельсия, с монтажной платформой весом 27,5 т грузоподъемностью 13,5 т и механизмом ее погружения и подъема на заданную глубину. На цилиндрической поверхности резервуара расположены 45 иллюминаторов, через которые можно производить кинофотосъемку, визуальные и телевизионные наблюдения за деятельностью операторов в гидросреде. На монтажной платформе закрепляются экспериментальные установки, представляющие собой габаритные макеты базового блока орбитальной станции "Мир", целевых модулей "Квант", "Квант-2" и других, транспортного корабля "Союз-ТМ". Все экспериментальные установки, помимо соблюдения габаритных размеров, выполнены с полной имитацией объемов, внутренних и внешних обводов, элементов конструкции с воспроизведением штатной внутрикорабельной обстановки. Макеты объемного и переносимого оборудования имеют габаритно-массовое соответствие штатному оборудованию, нулевую плавучесть и минимальное гидродинамическое сопротивление. Органы управления, механически раскрывающиеся элементы конструкций, механически действующие макеты агрегатов в технологическом исполнении по рабочим усилиям соответствуют штатным.

Космонавты проходят тренировки в гидролаборатории в вентиляционных макетах скафандров для выхода в космос, в которых в отличие от штатных ранец системы жизнеобеспечения заменен габаритным макетом. Воздух для дыхания космонавта и вода в систему терморегулирования скафандра подаются по шлангу от стационарной системы вентиляции и охлаждения спецснаряжения. Передача данных о параметрах скафандра, о физиологическом состоянии космонавта, а также связь осуществляются с помощью информационно- измерительного телеметрического комплекса и переговорной системы связи. Для спуска и подъема космонавта в скафандре используется кран-балка, который может работать от электропривода, от пневмомашины и от ручного привода. Безопасность космонавтов и испытателей в скафандрах под водой обеспечивают аквалангисты в легководолазном снаряжении. Нейтральная плавучесть и безразличное равновесие достигаются путем размещения в специальных карманах на скафандре свинцовых грузов. Балансировка выполняется аквалангистами после его спуска на монтажную платформу. Гидролаборатория оснащена системой освещения, создающей необходимую светотеневую обстановку, телевизионной системой. и подводным видеозаписывающим комплексом, благодаря которым на пункте управления тренировкой можно непрерывно наблюдать и записывать всю динамику процесса в реальном масштабе времени. При этом производится оценка

энергозатрат и психологической напряженности космонавтов. Следует отметить, что практика показала близкое совпадение временных затрат и энергозатрат при выполнении одних и тех же элементов работы в гидролаборатории и в условиях космического полета.

Научные исследования и испытания авиационной и космической техники в условиях воздействия перегрузок проводятся на центрифугах ЦФ-7 и ЦФ-18. Вращения на центрифуге (ЦФ) имеют целью ознакомление космонавтов с воздействием штатных величин перегрузок на участках выведения и спуска ПКА. Кроме того, центрифуги используются для исследования переносимости человеческим организмом различного рода перегрузок. Перегрузка сопровождает космонавтов и оборудование космических аппаратов на этапах выведения на орбиту и спуска с нее. Наиболее широкое применение для создания перегрузок в наземных условиях получили центрифуги. В ходе освоения новых типов космической техники в 70-е годы были созданы центрифуги ЦФ-7 и ЦФ- 18.

Центрифуга ЦФ-7 была изготовлена со свободной подвеской кабины с радиусом плеча 7 метров и пущена в эксплуатацию в 1973 году. Максимальная перегрузка, которую можно достичь на данной центрифуге, составляет 20 единиц с темпом разгона до 7 ед/с. Полезная нагрузка кабины — 300 кг.

Одна из самых больших центрифуг в мире — центрифуга ЦФ-18 — была изготовлена шведской электротехнической фирмой ASEA и пущена в эксплуатацию в 1980 году.

Это уникальное инженерное сооружение с четырьмя степенями свободы имеет следующие технические характеристики:

- радиус вращения центра масс кабины — 18 метров;
- максимальная перегрузка — 30 единиц;
- максимальный градиент — 5 ед/с;
- вес вращающихся частей — более 300 тонн;
- полезная нагрузка в кабине — 300 кг;
- время непрерывной работы — до 72 часов;
- давление в кабине — регулируемое в пределах 40-800 мм рт. ст.;
- температура в кабине — регулируемая от +13 °С до+50°С;
- газовый состав в кабине — регулируемый: 02 до 40%; $H_2$ до 83%; $C0_2$ до 4%;
- относительная влажность в кабине — от 30 до70%;
- одновременный съем медицинской информации — по 60 каналам.

Центрифуги используются для отбора кандидатов в космонавты, проведения врачебно-летных комиссий, клинико-физиологических обследований космонавтов, медицинских исследований, исследований возможностей космонавтов управлять ПКА в условиях реального полета, исследований в области создания динамических тренажеров, испытаний различных образцов авиационной и космической техники.

Профессиональный отбор и подготовка космонавтов рассматриваются как единый и непрерывный процесс обучения кандидата профессиональной деятельности и вместе с тем выработки у него высокой устойчивости к действию факторов космического полета. Повышение устойчивости организма космонавтов к неблагоприятному фактору космического полета — перегрузке — достигается посредством тренировок на центрифуге, а также методами и средствами физической подготовки. Проблеме влияния перегрузки на организм человека посвящены многие исследования ученых стран мира. Плодотворная работа проводилась специалистами по созданию и испытанию на базе центрифуг динамических тренажеров. В содружестве с ведущими организациями и вузами страны (НПО "Молния", ОКТБ "Орбита", НИИ АО, Киевский институт инженеров гражданской авиации, Военно-инженерная академия им. проф. Н.Е.Жуковского, Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова, и др.) выполнен комплекс научно-исследовательских работ, по модернизации систем, разработке оборудования тренажеров и специального математического обеспечения. Главным результатом этой работы [10] явилось создание динамического тренажера управляемого спуска корабля "Союз-ТМ" и динамического рабочего стенда для исследований возможностей операторов по управлению движением перспективных пилотируемых космических аппаратов и решению целевых задач. На базе ЦФ-18 в восьмидесятых годах прошлого века, на основе разработанных наукоемких технологий, создавался тренажер ручного управляемого спуска многоразового космического корабля "Буран". Непосредственное участие в этой работе принимали и авторы этой статьи. Было разработано уникальное оборудование рабочих мест космонавтов в специально изготовленной под тренажер кабине, программное обеспечение тренажера для всех этапов полёта МКК "Буран" — от взлета до посадки. Проведенный комплекс работ позволил также модернизировать сложную систему управления динамикой центрифуги. Точность воспроизведения программных движений кабины с космонавтом была увеличена на порядок, а это, в свою очередь, повысило безопасность космонавтов в момент тренировочных полетов.

Особые требования к операторским возможностям космонавтов возникают при ручном управлении спуском ПКА с орбиты после длительного пребывания в условиях невесомости и возникновении аварийных ситуаций в полете. Моделирование такого режима в наземных условиях осуществляется на центрифуге ЦФ-18 посредством комбинации заданных вестибулярных воздействий и создания избыточного давления на нижнюю половину тела космонавта в условиях оптически замкнутой кабины. Таким образом воспроизводится совокупность гемодинамических, сенсорных и статокинетических эффектов невесомости. По достижении адаптации сердечно-сосудистой системы к этим условиям космонавт подвергается перегрузкам, значения которых соответствуют условиям спуска ПКА с орбиты. Такая методика позволяет приблизить условия тренировок космонавтов к условиям возвращения ПКА с орбиты, повысить безопасность космических полетов в случаях возникновения нештатных ситуаций (переход на ручное управление

спуском ПКА. Объем, полезная нагрузка, отсутствие вибраций кабины ЦФ-18, наличие большого числа резервных электрических цепей, позволяют проводить при перегрузках испытания различных образцов авиационной и космической техники на прочность и работоспособность, проводить уникальные эксперименты по отработке различных технологий в условиях повышенной гравитации при создании вакуума, повышенной влажности, различном составе газовой смеси. Возможность смены кабины, широкий диапазон динамических характеристик ЦФ-18, уникальность вспомогательного современного оборудования позволяют использовать ее для решения широкого круга задач в интересах различных космических программ.

Перечисленные установки являются уникальными техническими средствами, так как способны обеспечить работу экипажей со штатно функционирующими бортовыми системами в условиях пониженного давления с присутствием элементов опасности, аналогичных реальному полету. Длительность проводимых испытаний составляла 10, 30, 60 и 90 суток. В Центре для проведения высотных тренировок в наземных условиях, оценки переносимости организмом человека условий разреженной атмосферы и проведения медицинских исследований с использованием средств контроля и регистрации медицинской информации используется стационарная барокамера (СБК-80), объем основной камеры которой на 4 рабочих места составляет 7,5 куб. м, а камера перепада на одно рабочее место — 1,8 куб. м. Технологическое оборудование барокамеры позволяет создать в камерах разрежение атмосферы, соответствующее высотам от 0 до 20 км, а также перепад давления между камерами до 0,5 кг/кв.см. Время подъема до высоты 12 км. составляет 100 секунд, до высоты 20 км — 600 секунд. Время аварийного сброса с максимальной высоты до нуля — не менее 10 секунд.

В планетарии проводятся занятия по изучению звездного неба и тренировки по отработке навыков, проведения режимов астронавигации и астроориентации ПКА с использованием оптико-визуальных средств.

Тренировки на летающих лабораториях с сопровождением кратковременных режимов невесомости и перегрузки проводятся с целью выработки у космонавтов навыков и умений по оптимальной организации их деятельности в условиях реального космического полета. В качестве летающих лабораторий выступают специальные самолеты Ил-76К и Ил-76МДК. Дополнительно с задачами подготовки они используются для испытаний объектов техники, проведения научных исследований и технологических экспериментов.

Учебно-тренировочные и натурные макеты кораблей, станций, модулей и штатные изделия предназначены для ознакомления экипажей с их компоновкой и внутренним интерьером, размещением выводимых грузов как в процессе изготовления на заводе, так и при подготовке к полету. Кроме того, могут быть использованы для подготовки экипажей к выполнению работ по консервации и расконсервации изделий, разгрузочно-погрузочных работ на их борту и т.д., а также для проведения светомакетирования и отработки сюжетов теле- и видеосъемок, сценариев кинофильмов.

Средства для самостоятельней подготовки используются для проведения ознакомительного этапа подготовки и представляют собой функциональные и бортовые тренажеры на базе персональных (ПЭВМ). Функциональные тренажеры, позволяя космонавтам проводить индивидуальные занятия, снижают затраты на эксплуатацию специализированных и комплексных тренажеров, а также сокращают срок подготовки. Бортовые, тренажеры повышают надежность выполнения отрабатываемых элементов программы полета (например, перестыковки и спуска).

Полеты на самолетах для летной подготовки, летающих лабораториях, самолетах-аналогах ПКА имеют целью формирование у космонавтов качеств испытателя, оперативного мышления и эмоциональной устойчивости в условиях, близких к условиям полета на ПКА, развитие способностей к управлению сложными объектами, а также подготовку организма космонавтов к перенесению отдельных неблагоприятных факторов космического полета.

Летающие лаборатории (ЛЛ) используются для подготовки космонавтов, испытаний объектов космической, ракетно-космической и авиационной техники для проведения технических и научных экспериментов.

К средствам технической подготовки, целью которой является подготовка космонавтов к выполнению работ с различными бортовыми системами перед проведением тренировок на комплексных и специализированных тренажерах, относятся тренажеры и стенды по системам и функционально-моделирующие стенды (ФМС). Первые являются наиболее простыми техническими средствами узконаправленного назначения, представляя собой макеты рабочего места. ФМС, как правило, используются для практических занятий по изучению устройства, функционирования и эксплуатации одной из бортовых систем.

Такие стенды представляют из себя модель пультов и рабочих мест космонавтов, идентичных с точки зрения органов и принципов управления, систем отображения информации, компоновки (в большей или меньшей степени) штатным, при этом функционирование систем может моделироваться как с использованием, где это необходимо, штатных .блоков, так и без них. Создание таких стендов по отдельным системам или группам систем значительно сокращало время, необходимое для тренировок на комплексных тренажерах. Создание ФМС бортовых радиотехнических комплексов началось в 1980 году.. К 1991 году были созданы ФМС бортовых радиотехнических комплексов транспортного корабля "Союз-ТМ", орбитальной станции "Мир", корабля многоразового использования "Буран", на которых уже проведено более тысячи часов занятий с космонавтами. В 1993 году на базе двух рабочих мест ФМС бортового радиотехнического комплекса орбитального корабля "Буран", специализированной ЭВМ и промышленного робота был создан ФМС систем бортовых манипуляторов. Совместно со специалистами МГТУ им. Баумана было создано уникальное средство, которое в силу своей конструкции можно использовать не только для подготовки космонавтов, но и в качестве мощного инструмента для проведения исследований. Практика доказала верность выбранной концепции использования стендов. Другим примером

ФМС может служить созданный на базе космического планетария в 1985 году астронавигационный функционально-моделирующий стенд (АФМС), который наряду с изучением звездного неба в ограниченных полях зрения позволяет готовить экипажи к работе по коррекции инерциальной системы координат ПКА с пользованием оптико-визуальных средств.

АФМС представляет собой комплекс программных и технических средств, позволяющих решать следующие основные функциональные задачи для различных типов ПКА:

- имитацию внешней визуальной обстановки на сферическом экране с помощью оптико-механических проекторов космического планетария, с высокой точностью;
- моделирование динамических режимов функционирования ПКА;
- имитацию динамики движений ПКА вокруг центра масс с точностью разворота по трем осям в несколько угловых секунд;
- имитацию рабочих постов операторов и иллюминаторов ПКА;
- имитацию работы оптико-визуальных средств и бортовой связи;
- оперативный контроль и управление процессом тренировки;
- документирование основных параметров проводимых тренировок.

За время эксплуатации на АФМС было проведено свыше 10 тысяч часов тренировок и практических занятий, подготовлено 68 российских и зарубежных экипажей. Анализ их профессиональной деятельности на комплексе "Мир" показал высокую обученность космонавтов, устойчивость навыков и умения, приобретаемых ими в ходе подготовки на АФМС.

В 1997 году для задач подготовки космонавтов и астронавтов к выполнению визуально-инструментальных наблюдений и дистанционного зондирования Земли по программе "Мир"-"Шаттл" был разработан ФМС "Геосфера", в основу которого заложили компьютерную реализацию системы визуализации внешней обстановки космического полета с использованием моделей земной поверхности и небесной сферы, а также целевые учебные программы научных исследований с МКС, что показало высокую эффективность применения ФМС в учебном процессе. Созданный на его основе усовершенствованный ФМС "Глобарий" включает в себя четыре специально созданные цифровые модели земной поверхности и небесной сферы, объединяемые общим программно-математическим обеспечением с тремя типами целевых учебных программ (обучающие, бортовые, обеспечивающие). На стенде обеспечивается подготовка российских космонавтов и международных экипажей по следующим задачам НПИ:

- предполетная подготовка экипажей МКС к проведению глобального мониторинга земной поверхности и небесной сферы;
- отработка профессиональных навыков космонавтов в дешифрировании наблюдаемых в полете объектов исследования геосферы;
- обучение выполнению расчетов на бортовой ПЭВМ сеансов и

условий наблюдения заданных объектов в процессе проведения научных и прикладных геофизических экспериментов;
- имитация реальной визуальной обстановки космического полета в процессе проведения подготовки по отработке геофизических и астрофизических экспериментов;
- обучение экипажей МКС применению средств и методов проведения дистанционного зондирования заданных объектов геосферы с использованием типовой бортовой научной аппаратуры мониторинга Земли;
- обучение экипажей МКС выполнению ручного (телеоператорного) режима управления выносной платформой с применением бортовой ПЭВМ;
- привитие навыков в использовании полетной документации и информационного обеспечения экипажа МКС.

В настоящее время в связи с бурным развитием информационно-вычислительной техники начали создаваться классы технической подготовки по различным бортовым системам. В состав данных классов входят информационно-дидактические комплексы на базе современной информационно-вычислительной техники и ФМС данной системы или группы систем.

Для повышения эффективности и качества подготовки космонавтов путем внедрения современных технических средств и методов обучения с использованием информации о действиях экипажа в процессе тренировок и в ходе космического полета используется информационно-моделирующая система (ИМС). Она входит в состав ТМК и предназначена для обеспечения автоматизации процесса подготовки космонавтов и инструкторов по изучению ПКА и их систем, информационного обеспечения работы экзаменационных и консультативных групп при проведении тренировок экипажей и при выполнении реальных космических полетов, управления зачетными и экзаменационными тренировками экипажей с помощью выносного пульта.

Для решения своих задач ИМС работает в следующих режимах:

- "обучение";
- "тренаж";
- "полет".

В соответствии с этим функционально ИМС включает в себя:
- подсистему автоматизированного обучения (ПАО);
- подсистему управления тренировками (ПУТ);
- подсистему информационного обеспечения (ПИО).

На базе ПАО разработаны учебные курсы по информационной системе "Стрела", системе бортовой индикации (СБИ) комплекса "Мир" и другим

системам, по которым проводились и проводятся занятия на всех этапах подготовки.

В тот период управление полетами ПКА осуществлялось из ЦУПа г. Евпатория и закладывались основы управления долговременными орбитальными станциями и их экипажами. Кроме того, многие космонавты-дублеры и специалисты выезжали на наземные и корабельные пункты управления для связи с экипажем. Поэтому возникла необходимость создания в ЦПК учебного командного пункта (УКП) для отработки навыков управления. На УКП проходили подготовку к управлению полетом, отрабатывали навыки взаимодействия и работы с полетной документацией, принимали участие в совместных комплексных тренировках экипажей с ТОГУ многие ведущие специалисты НПО "Энергия", ЦПК и других организаций.

Особенно активные работы на УКП проводились в 1973-1975 годах для обеспечения полета по программе "Союз"-"Аполлон".Средства подготовки космонавтов к ВКД предназначены для отработки технологии монтажно-сборочных ремонтных работ и техобслуживания, а также для отработки действий экипажа в процессе ВКД и шлюзования; они представляют собой макеты изделий, входящих в состав ОПК, и экспериментальные установки, размещаемые для проведения тренировок в гидролаборатории или на летающих лабораториях. Могут применяться и динамические стенды с моделированием "механической" невесомости.

Средства подготовки экипажей к действиям после посадки условно можно разделить на две группы:

- средства целевого назначения;
- средства общего назначения.

К техническим средствам целевого назначения относятся:

- специализированные тренажеры, представляющие собой натурные макеты спускаемого (возвращаемого) аппарата для проведения тренировок на суше и водной поверхности;
- носимые аварийные запасы;
- штатные спасательные скафандры и плавсредства к ним;
- купол парашюта системы приземления спускаемого аппарата;
- лаборатория (учебный класс) подготовки космонавтов к действиям на месте вынужденной посадки.

Технические средства общего назначения использовались для организации тренировок и обеспечения безопасности работ в процессе тренировок. Основными из них являлись самолеты, вертолеты автотранспорт, корабли специального назначения ВМФ, комплект медицинского имущества и аппаратуры медицинского контроля состояния здоровья космонавтов.

Перечисленные средства являлись минимально потребными для проведения тренировок в любой климатогеографической зоне (КГЗ). В процессе проведения тренировок в конкретной зоне (пустыне летом, море)

привлекались и другие средства с учетом специфики зоны, условий проведения и требований безопасности в процессе тренировки.

В процессе предварительной подготовки и непосредственного выполнения тренировок использовались штатное полетное снаряжение и носимые аварийные запасы (НАЗ-III НС-2М, "Гранат-5","Гранат-6"), скафандры "Сокол-К" и "Сокол-КВ-2", натурные макеты спускаемых аппаратов, парашюты системы приземления ПКА, подручные средства на местности. При этом умелое использование подручных средств оценивалось как проявление инициативы и рациональной тактики поведения при обеспечении выживания в экстремальных условиях окружающей среды. По результатам тренировок проводились анализ эксплуатации всех привлекаемых технических средств, эргономические и гигиенические оценки снаряжения и кабины спускаемого аппарата, разрабатывались предложения по их модернизации и корректировке бортовой документации. Техническое обслуживание, проведение регламентных и профилактических работ на указанных средствах подготовки осуществлялись с привлечением сотрудников РКК "Энергия" и НПП "Звезда". Начиная с 1974 года РКК "Энергия" стал поставлять Центру специализированные тренажеры для отработки действий на месте вынужденной посадки.

Все перечисленные специализированные тренажеры и экспериментальные установки представляют собой натурные макеты спускаемых аппаратов КК типа "Союз" (по мере модернизации) со штатным интерьером, центровкой и действующими системами, функционирующими после посадки.

Каждое техническое средство обеспечивало выполнение адекватности воспроизведения условий работы экипажа в открытом космосе с моделируемыми условиями, для чего использовались полноразмерные макеты космической техники или их фрагменты, выходные скафандры в тренажерном исполнении, выдерживались режимы работы систем жизнеобеспечения, рабочие места оснащались инструментом, необходимым при выполнении операций ВКД, отрабатывалась техническая документация, соответствующая бортовой. Все работы на средствах подготовки к ВКД в наземных условиях сопровождались участием врачей-спецфизиологов, которые осуществляли оперативный контроль за психологическим и физиологическим состоянием организма каждого космонавта в скафандре и регулировали его режим труда и отдыха при выполнении операций ВКД. Средства подготовки экипажей к действиям после посадки представляли собой специализированные тренажёры, позволяющие экипажу отрабатывать практические действия при посадке. на сушу в различных условиях климатогеографических так и при посадке на водную поверхность. Кроме того, на этих тренировках проводилась подготовка по укладке возвращаемого с орбиты оборудования. В январе 1974 года была изготовлена экспериментальная установка, которая эксплуатировалась как специализированный тренажер "Океан" для отработки действий экипажа после приземления (приводнения). В июле 1979 года на базе спускаемого аппарата КК "Союз-30" был создан специализированный тренажер "Океан-2". С мая 1983

года для проведения тренировок на море использовался натурный макет спускаемого аппарата КК "Союз-ТМ" - (установка ЭУ-530). С июля 1984 года для проведения тренировок по действиям после посадки на сушу был использован такой же натурный макет в качестве специализированного тренажера "Материк". Специализированные тренажеры имеют штатный интерьер и действующие системы, функционирующие после посадки.

Следует отметить, что приведенный перечень ТСПК по программе ОПК "Мир" и ТК "Союз-ТМ" учитывал их необходимость, определяемую как возможность достижения требуемого уровня подготовки к выполнению всех задач полета. Также он учитывал степень их достаточности, определяемой как возможность своевременной подготовки требуемого количества экипажей в соответствии с программой полета и принятым объемом подготовки. Убедительным подтверждением этого могут служить результаты работы всех экипажей на борту ОПК "Мир".

**Концепция создания перспективных ТСПК.** В настоящее время основным направлением мировой пилотируемой космонавтики является участие России в создании и использовании МКС совместно с США, Европейским космическим агентством (ЕКА), Японией и Канадой. Данный проект направлен на создание и развертывание на околоземной орбите многосегментной орбитальной пилотируемой станции с развитой инфраструктурой, длительным периодом эксплуатации (15-20 лет), что обеспечит значительное расширение научных и технологических исследований и экспериментов в космосе в интересах стран-участниц проекта.

Концепция создания ТСПК для МКС включает в себя:

- определение назначения и состава ТСПК;
- организационные принципы построения ТСПК;
- технические принципы построения ТСПК;
- организационные вопросы создания ТСПК.

Назначение ТСПК и их состав для каждого сегмента определяются стороной, ответственной за его разработку, с учетом требуемого объема и содержания подготовки космонавтов и рекомендаций международной рабочей группы руководства подготовкой.

В состав комплекса тренажерных средств орбитальных модулей входят:

- тренажер функционально-грузового блока;
- тренажер служебного модуля;
- учебно-тренировочный макет стыковочного отсека;
- тренажер универсального стыковочного модуля;
- учебно-тренировочный макет научно-энергетической платформы;
- тренажеры исследовательских модулей №1,2,3;
- тренажер модуля жизнеобеспечения;
- функциональные тренажеры и компьютерные обучающие системы.

Особенностью МКС является наличие на борту станции локальной вычислительной сети, объединяющей десятки вычислителей и управляющей работой всех бортовых систем. Характерной и весьма сложной особенностью комплекса тренажеров для МКС стало наличие в его составе модели бортовой вычислительной системы. Тренажеры создаются на базе современных аппаратно-программных средств, реализующих в реальном масштабе времени совокупность различных по назначению функциональных задач, которые иерархически взаимосвязаны между собой. Кроме того, тренажеры интегрируются с имитаторами сегментов партнеров по МКС, в частности с имитатором американского сегмента (AST). Испытания комплекса тренажеров РС МКС отличаются большим объемом и становятся перманентными в связи с наращиванием МКС новыми модулями и сменой версий программного обеспечения БВС. Эти обстоятельства требуют от специалистов разработок, направленных на дальнейшее совершенствование имеющихся и создание новых тренажерных средств и систем.

Тренажеры орбитальных модулей РС МКС функционируют в режиме коллективного использования вычислительных средств, средств контроля и управления тренировкой, отдельных средств имитации внешней визуальной обстановки как автономно, так и совместно, образуя единый технический комплекс. Остальные тренажерные средства функционируют автономно и имеют информационную связь (возможность связи) друг с другом и с информационными системами Центра вне реального времени.

Организационные принципы построения ТСПК заключаются в выполнении следующих положений:

- каждый партнер, участвующий в создании МКС, разрабатывает и создает ТСПК своего сегмента станции на своей базе;
- подготовка космонавтов к эксплуатации сегментов станции осуществляется на базе стран-заказчиков, постановщиков и исполнителей экспериментов и исследований;
- завершающий этап подготовки и предстартовая подготовка экипажей осуществляются на базе партнера, осуществляющего запуск ПКА (в России, США);
- подготовка проводится на комплексе специализированных и комплексных тренажеров и стендов, который позволяет экипажу и наземному персоналу обеспечивать с учетом их функциональных обязанностей возможность отработки действий по эксплуатации систем и полезных нагрузок всех элементов МКС на различных этапах космического полета, а также по обеспечению безопасности объединенного экипажа и живучести МКС.

Разработка новых и доработка существующих тренажеров по программе МКС должны осуществляться на следующих технических принципах:

1. Открытость сетей тренажеров и вычислительных систем (ВС) на базе серийно выпускаемых аппаратно-программных платформ,

которые используются в мировой практике для создания систем реального времени.

2. Магистрально-модульное построение ВС и сетей для обеспечения возможности сопряжения функциональных элементов тренажеров, коллективного использования их однотипных функциональных устройств в целях уменьшения количества последних, а также для поэтапного ввода, модернизации тренажеров и проведения совместных тренировок на двух и более из них.
3. Модульное построение программного обеспечения с использованием языков высокого уровня с учетом требований операционной среды ВС.
4. Построение ВС комплекса тренажеров в виде четырех объединенных магистралями своих субкомплексов, решающих следующие задачи:

   – моделирование бортовых систем ПКА и динамики полета;
   – сопряжение с реальной аппаратурой тренажера;
   – цифровое моделирование внешней визуальной обстановки;
   – управление процессом тренировки.

5. Переход от использования оптико-механических средств имитации к системам компьютерной генерации изображений.
6. Введение средств коллективного пользования, обеспечивающих взаимозаменяемость вычислительных средств, систем имитации визуальной обстановки, пультов контроля и управления.
7. Наращивание комплекса с целью подключения необходимого количества оборудования при доработке тренажеров или при введении в комплекс новых доработок, определяемых поэтапным развертыванием МКС. Комплекс должен обеспечивать требуемую пропускную способность линий передачи информации между отдельными составляющими при условиях наращивания.
8. Использование различных методов моделирования бортовых систем МКС. Рациональное применение методов натурного, полунатурного и математического моделирования позволяет значительно снизить затраты и время, необходимое на разработку тренажерного комплекса.
9. Гибридная организация ВС комплекса. В данном случае основные вычисления управления выполняет центральная ЭВМ, а вычисления, связанные с математическим обеспечением отдельных модулей, выполняют периферийные ЭВМ. При этом достигается определенная функциональная независимость работы отдельных тренажеров комплекса, количество которых может быть изменено с минимальным влиянием на работу других тренажеров.

10. Сохранность требований по электрической, информационной и конструктивной совместимости при наращивании комплекса.
11. Информационная достаточность контроля при наладке и настройке комплекса, как в период разработки, так и подготовки тренажеров к работе и при проведении тренировок космонавтов.

Организационные вопросы создания ТСПК должны отражать следующие моменты:

- ТСПК должны быть готовы к проведению тренировок отечественных и международных экипажей не менее чем за год до старта летного образца;
- тренажерный комплекс по орбитальным модулям РС МКС создается поэтапно (методом наращивания) по мере создания летных образцов и выполнения сроков доработок тренажеров ТК "Союз-ТМ";
- тренажеры орбитальных модулей РС МКС должны быть функционально связаны между собой и обеспечивать совместную работу при предоставлении возможности автономной работы каждого тренажера (тренажеры ТК функционируют автономно);
- при создании тренажерных комплексов необходимо максимально использовать имеющиеся технические заделы по вычислительной технике, средствам цифровой и оптико-механической имитации визуальной обстановки, средствам связи и телевидения, коммуникационной сети и бортовому оборудованию.

С учетом изложенной концепции порядок создания и модификации ТСПК включает в себя следующие этапы:

- научные исследования;
- заказ;
- научно-технический анализ и экспертиза;
- разработка;
- подготовка к эксплуатации;
- эксплуатация.

**Основные направления совершенствования ТСПК.** Значительные успехи в области техники и технологии создания ТСПК вносят существенные изменения как в процесс их создания, так и в само содержание. Основным направлением совершенствования ТСПК в настоящее время является использование передовых технологий при их создании и модификации. Космическое тренажеростроение всегда проявляло повышенный интерес к передовым технологиям. Уже на самых первых тренажерах применялись прецизионные. оптико-механические имитаторы, работой систем тренажеров управляли аналоговые вычислительные машины. Сразу после появления

синтезирующих систем имитации они стали использоваться для моделирования внешней визуальной обстановки.

Основные тенденции применения передовых технологий в тренажеростроении всегда определялись необходимостью повышения эффективности создаваемых средств обучения, расширения их спектра и сферы использования, снижения расходов на создание и эксплуатацию. Широчайшие функциональные возможности современных средств вычислительной техники — высокая разрешающая способность мониторов при практически неограниченной палитре цветов, огромные объемы долговременной памяти при значительных скоростях обмена информацией, постоянно возрастающая производительность процессоров, возможность представления реального видеоматериала и стереофонического звукового сопровождения в интерактивном режиме, достаточно эффективные программные средства и пр. — обеспечивают возможность создания высокоэффективных автоматизированных обучающих систем на базе мультимедиа технологии. Для повышения эффективности первичной (самостоятельной, предстартовой и пр.) подготовки космонавтов в дополнение к лекционным и практическим занятиям автоматизированные обучающие системы находят широкое применение при изучении бортовых систем и компоновки космических объектов, ознакомлении со средствами жизнеобеспечения и в других областях, позволяя реализовать при этом такие возможности, как игровой и индивидуальный подход, самообучение, дозированную нагрузку.

Различной степени сложности (и стоимости) автоматизированные обучающие системы все шире находят применение на различных этапах обучения космонавтов от общекосмической подготовки до предстартового "беглого обзора предстоящих работ" для различных областей деятельности: от ручного управления динамическими операциями, до внекорабельной деятельности, а также обеспечивают восстановление знаний непосредственно при выполнении программы полета.

Значительное повышение быстродействия вычислительных и графических процессоров при неуклонном снижении их цены позволяет одной из тенденций в развитии перспективных технических средств подготовки космонавтов считать широкое внедрение систем компьютерной генерации изображений (СКГИ) при имитации внешней визуальной обстановки на тренажерах различного уровня сложности. Первыми образцами СКГИ в Центре стали системы "Аксай" и "Альбатрос", разработанные в Институте автоматики и электрометрии Сибирского отделения Академии наук СССР (г. Новосибирск). Благодаря этим системам удалось довести эти макетные образцы до уровня, позволявшего провести подготовку космонавтов на тренажере "Дон-21 КС" (1988-1991 гг.) и провести более тысячи тренировок на тренажерах "Дон—Союз-ТМ"' и "Телеоператор" (1995-2000 гг.). В настоящее время создаются СКГИ нового поколения с техническими характеристиками мирового уровня.

Отличительными чертами современных систем СКГИ являются: высокое качество изображений; многоканальность, обеспечивающая широкий угол обзора (в некоторых случаях до 360 градусов); генерация различных

визуальных эффектов: дымки, тумана, текстурированных поверхностей, полупрозрачности; наличие специальных изображений типа точечных источников света (огни, звезды и т.д.). Серийно выпускаемые в настоящее время специализированные СКГИ обладают широкими функциональными возможностями и при достаточно умеренных финансовых затратах с высочайшим качеством обеспечивают решение задач имитации внешней визуальной обстановки на перспективных технических средствах подготовки космонавтов. Практически во всех создаваемых в настоящее время космических тренажерах для имитации внешней визуальной обстановки предполагается использовать системы компьютерной генерации изображений.

Интеграция одновременно нескольких ключевых достижений современной техники (вычислительных систем, систем синтеза и отображения, миниатюризации датчиковой аппаратуры и пр.) позволяет создать принципиально новые технологии моделирования — системы виртуальной реальности. Система виртуальной реальности — система, воспроизводящая у человека широкий комплекс ощущений (зрительных, слуховых, осязательных, акселерационных и т.д.), частично или полностью формируемых компьютером, который вызывает у человека ощущение реального присутствия в некоторой среде и реального взаимодействия с этой средой

Внедрение систем виртуальной реальности (СВР) в средства подготовки космонавтов предполагает не коренную замену существующих комплексных и специализированных тренажеров с находящимися в их составе физическими макетами рабочих мест и оборудования, а фактически развитие и расширение возможностей технических средств подготовки космонавтов на основе последних достижений в области компьютерной техники и человеко-машинного интерфейса. В том числе предполагается использование возможностей формирования стереоизображений средствами компьютерной генерации изображений. Технология виртуальной реальности потенциально способна решить большинство проблем тренажеростроения и дает возможность существенно повысить у космонавта чувство реальности происходящего (за счет более глубокого вовлечения его в имитируемый процесс) и, вследствие этого, повысить эффективность тренировки. В тренажерном управлении Центра подготовки космонавтов в последние годы с большим интересом относятся к технологии виртуальной реальности. Проводятся научные исследования направленные на определение путей внедрения СВР в ТСПК и обоснование технических требований к тренажерам, в состав которых будут внедряться элементы технологии виртуальной реальности, выполняться авангардные опытно-констукторские работы по созданию перспективных ТСПК на базе СВР. Наглядным примером широких возможностей применения технологии виртуальной реальности в тренажеростроении может служить создаваемый в настоящее время функциональный тренажер компьютерного моделирования и визуализации интерьера модуля "Природа". Функциональный тренажер обеспечивает проведение ознакомительных тренировок экипажей по изучению аппаратуры, конструкций и компоновки модуля "Природа" при штатном размещении оборудования и коммуникаций на лицевых панелях и в

запанельном пространстве с учетом кинематики движущихся панелей; ознакомление экипажей с интерьером модуля "Природа" с учетом пространственной независимости наблюдателя в условиях невесомости реального космического полета; обучение экипажей основным элементам работы с бортовыми системам и научной аппаратурой модуля "Природа" и пр.на этапе еще неполной готовности физических макетов рабочих мест и оборудования специализированного тренажера. Аналогичные работы проводятся при подготовке экипажей по программе МКС на тренажерах ФГБ и СМ.

Применение систем искусственного интеллекта в ТСПК приведет к возникновению интеллектуальных компьютерных средств обучения, не требующих при .проведении тренировок обязательного присутствия инструктора. В этом случае должна уменьшиться стоимость подготовки, увеличиться ее эффективность при упрощении планирования учебного процесса, а главное, обеспечивается возможность адаптироваться под уровень знаний, умений и навыков обучаемых.

Значительный вклад в формирование концепции и облика всего комплекса перспективных средств подготовки космонавтов, особенно с учетом программ международного сотрудничества в космосе, вносит технология распределенного интерактивного моделирования (Distributed Interactive Simulation-DIS). DIS объединяет основную технологию моделирования с технологией коммуникации компьютеров. Сетевое взаимодействие многих тренажеров на больших расстояниях является многообещающей концепцией не только для обучения персонала и экипажей работе во взаимодействующей группе, но также для поддержки процесса разработки реального или моделированного оборудования в виртуальной (моделируемой) окружающей среде. Целью DIS является обеспечение взаимодействия разнородных средств моделирования на больших географических расстояниях. Концепция DIS основывается на разработке каждого моделируемого элемента (объекта) как автономного, осуществляющего коммуникацию своего проявления (визуального, электромагнитного, акустического) посредством стандартизированных сообщений через коммуникационные сети каждому другому моделируемому элементу. И хотя в концепции DIS еще присутствует много элементов, которые требуют дальнейшего изучения (например, наличие транспортных задержек коммуникационного обеспечения), необходимость реализации многосегментной подготовки экипажей международной космической станции ведет к использованию этой технологии при создании перспективных средств подготовки космонавтов.

До последнего времени при создании технических средств подготовки космонавтов использовались в основном "классические" подходы в разработке программного обеспечения вычислительных комплексов — написание программ на алгоритмических языках. Однако из-за усложнения моделируемых в тренажерах систем орбитального пилотируемого комплекса, а также из-за возрастания требований к функциональным возможностям тренажеров, к их эргономическим характеристикам и обучающим возможностям, сложность

тренажерных систем постоянно возрастает. В этой ситуации программирование прикладных систем на алгоритмических языках становится чрезвычайно трудоемким, требующим длительных сроков разработки и высокой квалификации разработчиков. Наблюдаемый в последние годы рост мощности компьютерных систем позволяет постепенно отодвигать в прошлое основанные на классическом программировании методы создания больших программных комплексов. Во многих областях деятельности к настоящему времени нашли широкое применение различные инструментальные средства разработки прикладного программного обеспечения, использующие интерактивный графический интерфейс и позволяющие свести процесс разработки прикладного программного обеспечения к последовательности достаточно простых действий над графическими объектами.

При этом предметная область моделирования (логика функционирования бортовой системы) наглядно представляется в форме рисунков, таблиц, схем, графиков и т.п., понятных специалистам в предметной области, и для создания прикладного программного обеспечения (компьютерных моделей систем орбитального пилотируемого комплекса) не требуется программистов. Как следствие этого, инструментальные средства значительно облегчают разработку прикладного программного обеспечения, сокращают сроки разработки, повышают надежность и качество программ, делают более эффективным процесс модернизации и внесения изменений в сложные технические системы. Постоянно возрастающие требования к возможностям технических средств подготовки космонавтов по сокращению сроков их разработки и снижению стоимости делают безальтернативным широкое применение новых информационных технологий при создании перспективных ТСПК.

С началом работ по созданию и развертыванию МКС проблематика развития и совершенствования тренажерной, учебно-лабораторной, испытательной и исследовательской базы пополнилась вопросами, связанными со спецификой создания элементов МКС и соответствующих средств их испытаний и средств подготовки космонавтов (экипажей) к деятельности на борту станции в составе единого международного экипажа. Здесь учитывались вопросы разделения ответственности международных партнеров по программе МКС за создание соответствующих элементов станции и наземных средств базы. Переход к широкому использованию на борту транспортных кораблей и МКС вычислительной техники, выполнению экипажами МКС обширной программы исследований и экспериментов поставил специалистов по техническим средствам подготовки космонавтов перед необходимостью решения начиная с 2001 года, целого ряда новых исследовательских задач. К их числу относятся:

- исследование вопросов моделирования системы бортовых компьютеров поддержки экипажа и бортовой информационной сети на тренажерах РС МКС;
- исследование проблем функционального моделирования работы бортовых вычислителей на специализированных тренажерах

сближения, причаливания и стыковки перспективных транспортных космических кораблей;
- разработка предложений по совершенствованию технических средств подготовки космонавтов к решению задач мониторинга земной поверхности с борта пилотируемых космических средств.

Активное внедрение в конце 90-х годов в деятельность специалистов персональных компьютеров, необходимость решения при этом вопросов защиты информации от несанкционированного доступа выявили необходимость дополнительного включения в круг проблем проблемы информатизации подготовки космонавтов. В число проблем, по которым стали проводиться исследования, были включены:

- обоснование структуры системы информационного обеспечения;
- исследование новых технологий информационного обеспечения инструкторско-преподавательского состава в процессе подготовки экипажей пилотируемых космических средств;
- разработка методологических основ создания "электронной библиотеки" для информационного обеспечения подготовки космонавтов;
- исследование проблем развития информационной системы подготовки космонавтов и обеспечения безопасности ее функционирования;
- исследование проблем обеспечения информационной безопасности вычислительной системы комплекса тренажеров РС МКС.

Таким образом, направления исследований в вопросах создания космических тренажерных и обучающих систем по мере развития космонавтики постоянно корректируются и уточняются с учетом перспектив развития космической техники, а также изменения целей, задач и программ космических полетов.

У космической дороги нет конца, как бесконечна сама вселенная. Решив одни задачи, человечество непременно поставит перед собой новые, еще более грандиозные. Конца пути не будет. Разум всесилен, он будет торжествовать всегда.

**Библиографический список**


[1] Леонов А.А., Лебедев В.И. Психологические особенности деятельности космонавтов. – М.: Наука, 1971. –255 с.

[2] Денисов В.Г., Онищенко В.Ф. Инженерная психология в авиации и космонавтике. – М.: Машиностроение, 1972, -315 с.

[3] Кубасов В.Н., Таран В.А., Максимов С.Н. Профессиональная подготовка космонавтов. – М.: Машиностроение, 1985. –288 с.

[4] Береговой Г.Т., Богдашевский Р.Б., Григоренко В.Н., Почкаев И.Н. Космическая академия. – М.: Машиностроение, 1993. – 224 с.

[5] Бакулов Ю.А., Григоренко В.Н., Шукшунов В.Е. Тренажерные системы. – М.: Машиностроение, 1981. –256 с.

[6] Попович Г.Р. Испытание космосом и землей. – К.: Молодь, 1982. –172 с.

[7] Почкаев И.Н., Григоренко В.Н. Тренажная база. – М.: Авиация и космонавтика.1983 №4, с. 3-18.

[8] Азарсков В.Н., Шевелев А.Г. Научная, педагогическая и общественная деятельность А.И. Кухтенко в Киевском институте инженеров гражданской авиации. Сб. научных трудов «Проблемы информатизации и управления». 2004. №11, с. 21-28

[9] Красовский А.А. Математическое моделирование и компьютерные системы обучения и тренажа. – М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского 1989. –256 с.

[10] Алексеев В.И., Астахов А.В., Богданевский Р.Б. и др. С именем Гагарина - М.: Акант,2005. –317 с.

УДК 339.5.012.23:629.73

# ЗАВДАННЯ І ШЛЯХИ РОЗВИТКУ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНОБУДУВАННЯ В УМОВАХ РЕСУРСО-ЕКОЛОГІЧНИХ ТА ЕКОНОМІЧНИХ ПРОБЛЕМ

П.А.Борисенко

Запорізький національний університет
м. Запоріжжя, Україна
brisance@rambler.ru

# TASKS AND WAYS OF THE DEVELOPMENT OF AIRCRAFT ENGINES IN CONDITIONS OF ECOLOGICAL AND ECONOMICAL PROBLEMS

P.A. Borysenko

Zaporozhyan national university
Zaporizhzha, Ukraine

В сучасних умовах розвитку авіабудівної галузі з кожним роком стає дедалі актуальнішою проблема екологічності та економічності авіаційних двигунів (АД). За часів СРСР виробники авіаційної техніки (АТ) практично не зважали на екологічні аспекти і не досить ефективно працювали над проблемою економічності двигунів, яка не була гострою на той час. Власне, тоді існували “місцеві” стандарти, які цілком задовольняли “Аерофлот” – авіакомпанію, що була монополістом у галузі повітряних перевезень СРСР. Не висували додаткових вимог і країни Азії та Африки, які були основними споживачами літаків виробництва СРСР. Однак, будучи об’єктивними, слід зазначити, що у 1960-1980-ті роки проблемами екології взагалі мало хто займався, навіть серед авіавиробників Західної Європи та США. Так, наприклад, створення надзвукового пасажирського літака (НПЛ) “Concorde” відбувалося за умов ігнорування вимог щодо рівня шуму та екологічності двигунів (щоправда, пізніше це і стало однією з головних причин припинення експлуатації літаків даного класу). З часом проблеми зміни клімату постають все більш гостро. Так, на сьогоднішній день у повітря щорічно викидається близько 6 млрд. тон вуглексилого газу, озонний шар руйнують польоти літаків з надзвуковою швидкістю. У порівнянні з початком XX ст. вміст оксиду вуглецю в атмосфері зріс на 30%; підвищення його концентрації призводить до парникового ефекту, внаслідок чого відбувається потепління клімату. Якщо концентрація вуглецю і металу відбуватиметься такими темпами, як зараз, то у найближчі двадцять років темпаратура на планеті збільшиться на $5^0$ С, при тому що катастрофічним є підвищення на 1-$2^0$ С.

Крім того, набуває актуальності також проблема економічності, адже відомо, що нафта – вичерпний ресурс, і тому в подальшому вона буде постійно дорожчати. Як зазначають експерти, за умов нинішнього споживання впродовж найближчих 120 років вичерпаються усі види палива, які зараз використовуються – нафта, газ і т.д. Такі тенденції стають підставою для

науково-технічних досліджень, в тому числі – авіавиробників, зусилля яких спрямовані сьогодні переважно на покращення двох характеристик АД – економічності та екологічності.

На сучасному етапі українські виробники АД керуються не лише вітчизняними нормативними документами, але й міжнародними стандартами, які підвищуються майже з кожним роком.. Внаслідок цього на перший план висуваються екологічні вимоги, і лише потім – експлуатаційні характеристики. Таким чином у всьому світі стримується прагнення створювати ефективні, але неекологічні літаки. З огляду на це, в сучасних умовах виробникам АД доводиться враховувати не лише зростаючі запити споживачів, але й вимоги міжнародних природоохоронних організацій.

На сьогоднішній день світовими лідерами у виробництві АД є три компанії: "Rolls-Royce" (Великобританія), "General Electric" та "Pratt & Whitney" (США). Двигунами цих фірм обладнуються літаки виробництва "Boeing" і "Airbus Industry", а також регіональні літаки інших фірм. Надійність цих двигунів підтверджена досвідом. Так, наприклад, за весь період експлуатації американського літака "Boeing-747" не сталося жодної катастрофи з причин відмови двигунів "Pratt & Whitney", якими він оснащений.

Тривалий час двигуни європейського виробництва встановлювалися на літаки фірми "Boeing", а двигуни "General Electric" – на європейські аеробуси. Проте останнім часом така ситуація стає все більш рідким явищем, що пояснюється посиленням конкуренції на ринку усіх видів АТ. Так, "Airbus-340" став першим літаком, який майже не містить агрегатів американського виробництва і оснащений англійськими двигунами. Натомість американський літак "Boeing-777" з двигунами "General Electric" має набагато менше європейських деталей, ніж раніше. На даний час фірма "Rolls-Royce" за обсягами замовлень випереджає усі фірми, які спеціалізуються на виробництві АД. За її прогнозами, у найближчі 20 років найбільший попит матимуть двигуни для далекомагістральних широкофюзеляжних літаків ("Boeing-747", "Boeing-777", "Airbus-340", "Airbus-380") [3, с.228]. Така тенденція пояснюється зростаючим пасажиропотоком у більшості азіатських та латиноамериканських країн, динаміка економічного розвитку яких демонструє стійке зростання.

В Україні виробництвом АД займається ВАТ "Мотор-Січ" (м. Запоріжжя), двигуни якого проектує Запорізьке машинно-конструкторське бюро "Прогрес" ім. Івченка. Підприємство має сертифікат авіаційного реєстра МАК № Р-3, який засвідчує визнання об'єднання як виробника АД для цивільних повітряних суден, і сертифікат бюро "Верітас" СА-4793, яким засвідчено, що система якості відповідає вимогам міжнародного стандарту ІСО-9001. В сучасних умовах це має ключове значення. Як зазначає В. Богуслаєв, "конкурентоспроможність в умовах ринкової економіки – це свого роду ліцензія на існування" [1, с.26]. Але шлях до цього лежить через вирішення багатьох проблем.

Дослідники зазначають, що у вітчизняному авіабудуванні двигуни завжди були слабкою ланкою; це також стосується і українських АД. Така ситуація

пояснюється довготривалим екстенсивним способом виробництва, за умов якого якості не надавали першочергового значення. Саме тому у СРСР був найбільший коефіцієнт аварійності з технічних причин, а державна компанія "Аерофлот" спреведливо вважалася найбільш небезпечною. Через це у західних виробників склалося стійке уявлення щодо українських і російських АД як ненадійних та неекономічних. З переходом на ринкові відносини довелося вирішувати багато завдань, щоб змінити ставлення західних авіавиробників, і підстав для цього було достатньо.

Розглянемо декілька прикладів.

За часів СРСР експортна реалізація вітчизняної АТ відбувалася переважно у країнах Азії та Африки, де якісні вимоги були суттєво нижчими, ніж у розвинених країнах. Частково це пояснюється тим, що "країни третього світу" неспроможні купувати аналогічні нові літаки виробництва "Boeing" чи "Airbus Industry". Зробивши самостійний вихід на міжнародні ринки розвинених країн, українські виробники зіштовхнулися з труднощами, до яких не були готові, зокрема – невідповідність вітчизняних АД технічним вимогам зарубіжних аналогів. Більше того, так і не вдалося вийти на європейський ринок з Ан-70, незважаючи на унікальність його льотно-технічних характеристик.

Двигуни Д-18Т, якими оснащений український військово-транспортний літак Ан-124 "Руслан", неодноразово мали технічні несправності. Впродовж першої половини 1990-х років декілька разів мали місце випадки помпажу. Так, у 1991 році під час проведення авіаційного салону у Фарнборо довелося міняти один з двигунів. Через цей випадок Великобританія пізніше відмовилася купувати Ан-124 з двигунами Д-18Т. У грудні 1996 року через помпаж двигуна сталася катастрофа у м. Іркутськ (Росія).

Двигун Д-27, який було розроблено безпосередньо для військово-транспортного літака Ан-70, на першому етапі експлуатації також мав серйозні недоліки. Під час льотних випробувань загальною тривалістю 380 годин 320 з них пройшли при розладнаних системах та відмовах двигунів (загалом – 32 відмови). У січні 2001 року при зльоті з аеропорту м. Омськ (Росія) відмовили два двигуни, що спричинило вимушену посадку.

В сучасних умовах розвитку авіаційної промисловості помітною тенденцією стає стійке підвищення вимог міжнародних стандартів до АТ. Внаслідок цього деякі українські і російські літаки ще радянського виробництва не мають можливості виходу на європейський ринок. Основним недоліком цих моделей є невідповідність рівневі шуму та екологічним нормам, які регулярно підвищуються. Чергове підвищення очікується у 2008 році. В той же час необхідно відзначити, що така тенденція – не примха європейських країн. Оскільки значна частина європейських аеропортів знаходиться в густонаселеній місцевості (наприклад, лондонський аеропорт "Хітроу" розташований у безпосередній близькості від густонаселених кварталів), екологічність і низький рівень шуму є об'єктивно необхідними вимогами, яким повинні відповідати усі повітряні судна, що експлуатуються в цих країнах.

На сьогоднішній день вітчизняні двигуни минулого покоління (АІ-20, АІ-24) потребують частого і тривалого ремонту; крім того, як зазначалося вище, вони не відповідають міжнародним екологічним нормам та паливній ефективності сучасних моделей. Двигуни ж нового покоління (Д-27, Д-436) через недостатню державну підтримку впроваджуються в експлуатацію надто повільно. Для успішної конкуренції нових українських літаків на зарубіжних ринках необхідно організовувати їх технічне обслуговування у тих країнах, які їх купують. У цьому контексті американські моделі поки що мають перевагу, хоча й коштують вдвічі більше.

Сьогодні майже 70 % комплектуючих виробів надходить з Росії, майже 400 російських підприємств постачають деталі для українських АД. Для налагодження виробництва комплектуючих в Україні необхідні кошти, яких зараз немає, а також патенти, якими володіє Росія. Дається взнаки також слабка фінансова участь держави у нових розробках вітчизняних авіапідприємств, хоча досвід зарубіжних країн наочно демонструє, що жодна з авіабудівних компаній не може обходитися без державних дотацій, в тому числі це стосується таких продуцентів, як “Boeing”та “Airbus Industry”.

Льотно-технічні характеристики літака визначаються переважно параметрами двигуна. Для проектування нового двигуна необхідні наступні вихідні дані: призначення літака, льотно-технічні характеристики та злітна маса. Неможливість одночасного виконанання суперечливих вимог виключають можливість створення багатоцільового літака, який поєднував би у собі усі функції, тому будь-який літак створюється під певні завдання, що закономірно відображається і на характеристиках двигуна, який для нього проектується. Між тим, вимоги до двигуна також є суперечливими: покращення одного показника (наприклад, потужності) призводить до погрішення іншого (економічності). Від технічних даних АД залежить швидкість, висота, дальність польоту, а в деякій мірі – вантажопідйомність (пасажиромісткість) та низка інших параметрів.

За останні двадцять років суттєво зросла вантажопідйомність, дальність та тривалість польоту пасажирських і вантажних літаків. Це обумовлює необхідність створення принципово нових двигунів, адекватних сучасним літакам. Сьогодні вже недостатньо сконструювати планер, який характеризується невеликим аеродинаміним супротивом, та встановити на нього економічні двигуни – успішний результат створення нового літака тепер багато в чому залежить від вдалого поєднання планера і двигуна. Прикладом може бути військово-транспортний літак Ан-70, виготовлений із застосуванням композиційних матеріалів та оснащений принципово новими гвинтовентиляторними двигунами, які забезпечують швидкість польоту М = 0,8 при вищій у 1,5-2 рази паливній ефективності, ніж у літаків-аналогів (Іл-76, С-130 “Геркулес”, А-400М).

З метою поліпшення експлуатаційних характеристик АД необхідно збільшити максимальну дальність польоту. Для досягнення якомога більшої швидкості польоту необхідно значне збільшення тяги двигуна, що забезпечується застосуванням форсажної камери. При цьому тяга зростає на 30-

50%, однак питомі витрати палива збільшуються у 2-2,5 рази. Зазначена обставина говорить про те, що досягти великої дальності польоту на високій швидкості буде складно [6]. Важливе завдання полягає також у створенні двигуна, що задовольняє комплексу вимог, багато в чому суперечливих - це економічність на різних режимах роботи, мала вага і габарити, низький рівень шуму, малий викид відпрацьованих газів в атмосферу і т.д.

Для пасажирських літаків собівартість перевезень у великій мірі визначається витратами палива, оскільки у витратах на експлуатацію літака протягом однієї льотної години витрати на паливо складають 40-50%. За таких обставин першочерговим завданням авіабудівників стає зниження експлуатаційних витрат при одночасному покращенні характеристик літака, зокрема – паливної ефективності. Останній вимозі більшою мірою відповідають літаки з турбогвинтовими двигунами (ТГД), на відміну від реактивних. У процесі розвитку реактивної авіації ТГД знаходили дедалі менше застосування на пасажирських моделях, оскільки на високій швидкості польоту ці двигуни мають недостатню питому потужність і створюють підвищений шум і вібрації в салоні. Однак істотно менші питомі витрати палива, ніж у турбореактивних двигунів (у 1,5 рази), у поєднанні зі зростанням ціни на авіаційний керосин обумовлюють необхідність і можливість застосування ТГД на пасажирських моделях, які мають швидкість 500-600 км/год. На сьогоднішній день авіавиробники вважають за доцільне встановлювати ТГД переважно на регіональні літаки малої місткості.

Одним із шляхів вирішення проблеми паливної ефективності може бути пошук заміни вуглеводневому паливу, яким на сьогоднішній день є авіаційний гас. Так чи інакше, нафта – вичерпний ресурс, тому пошук альтернативи ведеться ще з 1970-х рр. Зокрема, ця проблема стає особливо актуальною в періоди енергетичних криз. Так, авіакомпанії особливо гостро критикували авіаконструкторів НПЛ “Concorde” у період енергетичної кризи 1973-1974р. за неекономічність двигунів, і в кінцевому підсумку ця обставина стала одним з вирішальних факторів при повній відмові від експлуатації парку НПЛ.

В даний час увага багатьох авіаконструкторів спрямована на вивчення криогенного палива, зокрема - рідкого водню. Його висока питома теплотворність втричі вища, ніж у вуглеводневого палива, і як авіаційне паливо він екологічно чистий, оскільки при окислюванні утворюється тільки вода. Однак існує низка проблем, головна з яких полягає в тому, що рідкий водень вибухонебезпечний, і крім того він характеризується летючістю, здатною при найменшому порушенні герметичності системи перетворюватися у газоподібний стан. Водень миттєво випаровується, утворюючи з повітрям “гримучу суміш”, і досить однієї іскри, щоб стався вибух. Рідкий водень вимагає застосування високоефективної теплоізоляції і спеціальної системи підвищеного тиску, в іншому випадку при підйомі на висоту значна частина палива википить.

Інша проблема, пов’язанна з використанням рідкого водню – це обсяг палива. Водень потребує у два-три рази більшого обсягу паливних баків, ніж вуглеводневе паливо, і тому місця в кесонах крила буде недостатньо. Проте,

рідкий водень характеризується низкою позитивних властивостей, що дозволяє розглядати його як одне з перспективних палив для літаків майбутнього. За оцінками фахівців, літак на рідкому водні може бути на 25% легше і на 30% дешевше, ніж звичайний літак, його двигуни можуть бути більш надійними при однаковій пасажиромісткості і дальності польоту. Як перспективне паливо розглядається також рідкий метан, який має велику теплотворність і в три рази більший холодоресурс, ніж керосин.

Слід відзначити, що вищевикладені проблеми не знизили зацікавленість провідних авіавиробників у створенні НПЛ другого покоління (НПЛ-2), і на сьогоднішній день деякі з них, зокрема "Airbus Industry", проводять дослідження у цьому напрямку. Частково це пояснюється тим, що на сьогоднішній день проблема скорочення льотного часу на дальніх рейсах залишається невирішеною. Разом з тим, реалізація проектів зі створення НПЛ-2 пов'язана з низкою технічних проблем, головні з яких - це паливна ефективність та рівень шуму, що безпосередньо пов'язано з розробкою принципово нових двигунів. Відомо, що свого часу саме ці причини стали основними при повному припиненні експлуатації літаків даного класу. Так, наприклад, питомі витрати палива на НПЛ Ту-144 виробництва СРСР були у 5-7 разів вищі, ніж на звичайних літаках аналогічної пасажиромісткості. При цьому вартість квитка лише на 40% перевищувала вартість квитка на звичайний рейс. У Франції та Великобританії, де було створено НПЛ "Concorde", авіаквитки на цей літак були адекватні витратам палива. Але з часом рейси літаків "Concorde", також стали напівпорожніми і – як наслідок – нерентабельними. Для багатьох пасажирів виграш двох-трьох годин на трансатлантичному перельоті при ціни квитка у 5-7 тис. дол. не був суттєвим. Проблема тут полягає в тому, що при створенні двигунів для НПЛ конструктори вирішили лише одну частину проблеми – збільшення потужності (із застосуванням форсажної камери). Проте економічність так і залишилась невирішеною, не говорячи вже про екологічний аспект. Між тим, певну роль в економічності НПЛ-2 відіграє саме екологічний фактор. У даний період можливість подальшого розвитку надзвукової пасажирської авіації тісно пов'язана з вирішенням ряду екологічних проблем, таких як вплив шкідливих викидів від НПЛ на озонний шар землі, проблеми шуму і вплив звукового удару на навколишнє середовище. Високий рівень звукового удару від НПЛ ставить під сумнів польоти зі швидкістю звуку над сушею. Відповідно до ж вимог ІКАО, рівень шуму на місцевості НПЛ-2 не повинен перевищувати відповідний показник сучасних дозвуковых літаків. Обмеження польотів малонаселеними територіями може значно скоротити вибір маршрутів, що зробить їх нерентабельними. Експерти прогнозують використання двоконтурного реактивного двигуна на НПЛ-2. Проте його розробка з урахуванням усіх вимог для НПЛ може затягнутися больш ніж на 10 років. На сьогоднішній день економічність та невисокий рівень шуму двоконтурного АД порівняно з іншими двигунами обумовлює його широке використання на далекомагістральних пасажирських літаках.

В цілому, комплекс проаналізованих проблем не лише обумовлює складнощі, але й визначає основні напрями дослідницьких робіт, в межах яких необхідно вирішувати відповідні проблеми авіаційного двигунобудування.

**Бібліографічний список**


[1] Богуслаев В.А. Сотрудничество – стратегия настоящего и будущего// Технологические системы. – 2004. - №4, - с.26 – 30;

[2] Виноградов Р.И., Пономарёв А.Н. Развитие самолётов мира. – М.: Машиностроение, 1991. – 384с.;

[3] Кривов Г.А. Мировая авиация на рубеже XX-XXI ст.: Промышленность, рынки. – К., 2003. – 296с. (серия «наукоёмкое машиностроение»);

[4] Кривов Г.А. Система управления качеством производства авиационной техники. - К.: Техника, 2004. - 272с. (серия «наукоёмкое машиностроение);

[5] Петропавловська С.Є., Подрєза С.М., Радченко О.А. Авіаційний маркетинг: Курс лекцій. – К.: НАУ, 2003. – 86с.;

[6] Проектирование самолётов: Учебник для вузов/ Под ред. Е.С. Егера. – 3-е изд., доп. и перераб. – М.: Машиностроение, 1983. – 616с.;

[7] Якубович Н.В. Все самолёты Антонова. – М.: ООО «Издательство АСТ», ООО «Издательство «Астрель», 2001. – 192с.;

[8] www.aviacia.ru;

[9] www.mak.ru.

УДК 681.3

# КОМП'ЮТЕРНІ МОДЕЛІ БАЗОВОЇ ГЕОМЕТРІЇ – ОДНА З ОСНОВ АВТОМАТИЗОВАНОГО КОНСТРУЮВАННЯ СУЧАСНОГО ЛІТАКА

Вірченко Г.А.

Національний технічний університет України

"Київський політехнічний інститут"

м. Київ, Україна

# COMPUTER MODELS OF BASE GEOMETRY – ONE OF THE FOUNDATIONS FOR COMPUTER-AIDED DESIGNING OF A MODERN AIRPLANE

G.A. Virchenko

National technical university of Ukraine
"Kiev polytechnic institute"
Kiev, Ukraine

**Вступ.** Нині однією з головних тенденцій створення авіаційної техніки є широке застосування систем автоматизованого проектування (САПР), які дозволяють значно підвищити якість та суттєво скоротити терміни виконання інженерних розробок.

Як об'єкт моделювання сучасний літак являє собою доволі складну структуру зі значною кількістю різноманітних елементів та взаємозв'язків між ними. Тому його створення потребує інтеграції знань та зусиль фахівців багатьох спеціальностей з метою досягнення спільного оптимального результату.

Отже в наш час актуальною є проблема ефективного узгодженого поєднання процесів комп'ютерної розробки складних виробів машинобудування в різноманітних спеціалізованих САПР.

Постановка задачі. Розглянути деякі питання методології інтеграції стадій ескізного, технічного та робочого проектування літальних апаратів в умовах сучасних інформаційних технологій на прикладі використання комп'ютерних моделей базової геометрії літака.

Основна частина. Проектування літального апарата – це багатогранний, складний, ітераційний процес, що включає кілька етапів, на яких у дослідному конструкторському бюро фахівцями з різних технічних дисциплін розробляється та детально аналізується велика кількість моделей створюваного виробу (аеродинамічних, міцності, вагових, компонування, технологічних і т. д.).

Під час технічної пропозиції, внаслідок суперечливих вимог із боку зазначених вище дисциплін, розглядається значне число (десятки, а то й сотні) варіантів об'єкта, що моделюється.

Результатом цих досліджень є кілька раціональних схем, які переходять на наступну стадію ескізного проектування, де уточнюються та оптимізуються отримані раніш параметри й характеристики, проводяться значні теоретичні та експериментальні дослідження. У підсумку розробляється сукупність комп'ютерних конструкторських документів і моделей, що дають загальне уявлення про форму, розміри, склад та основні властивості літального апарата.

На подальшому етапі технічного проектування проводиться більш детальний аналіз виробу, здійснюється практична перевірка нововведень, уточнюється документація.

Заключним є робоче проектування, під час якого створюються всі необхідні для подальшого серійного виготовлення літака конструкторські документи.

Серед різноманітних даних, що використовуються сучасними САПР для розробки авіаційної техніки, геометричні моделі займають особливе місце.

Останнє обумовлено об'єктивною потребою всіх інших комп'ютерних моделей у застосуванні єдиних спільних та узгоджених параметрів форми й розмірів літального апарата. Це дозволяє проводити комплексну (з урахуванням суперечливих вимог багатьох дисциплін) оптимізацію створюваного виробу.

Розглянемо процес інтеграції стадій технічної пропозиції, ескізного, технічного та робочого проектування на прикладі моделювання носової частини фюзеляжу літака.

Загальні відомості щодо базової геометрії літака (БГЛ), яка до свого складу включає зовнішні поверхні планера та теоретичні бази елементів конструктивно-силового набору, подано в [1]. Тенденції її сучасного розвитку достатньо докладно проаналізовано в [2].

На етапі технічної пропозиції застосовуються спрощені дані, що визначають тільки приблизно параметри форми та розмірів літального апарата. Ескізне проектування характеризується широкомасштабним використанням дискретної інформації про геометрію літака для виконання розрахунків на міцність, а також значною кількістю різноманітних варіантів його поверхонь для проведення аеродинамічних експериментів та вирішення задач компонування. На стадії технічного проекту комп'ютерні моделі БГЛ містять прийняті принципові розв'язки щодо будови та основних параметрів створюваного виробу. В них зафіксовано оптимальну форму й розміри літального апарата, склад і розташування його конструктивно-силових елементів.

Приклади компонентів БГЛ для носової частини фюзеляжу наведено на рис. 1 (зовнішня поверхня) та рис. 2 (базові елементи конструктивно-силового набору).

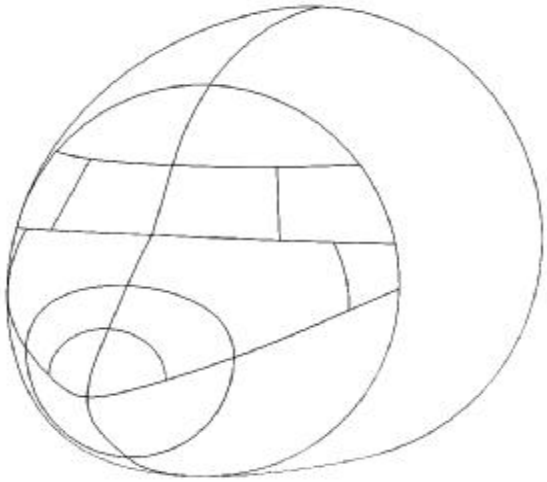


**Рисунок 1.** Зовнішня поверхня носової частини фюзеляжу літака

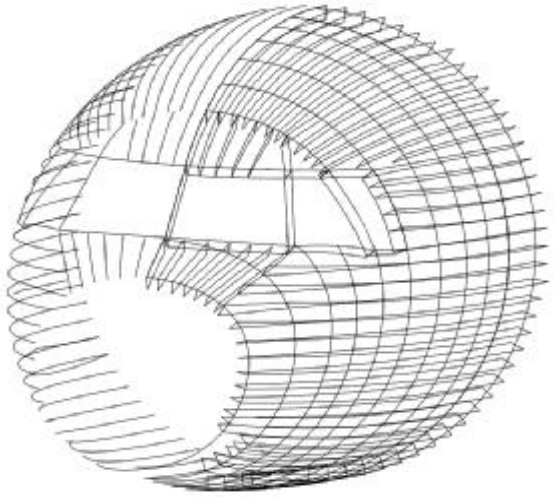


**Рисунок 2.** Теоретичні бази шпангоутів та стрингерівносової частини фюзеляжу літака

В якості теоретичних баз для шпангоутів і стрингерів, що складають основу конструктивно-силового набору, виступають лінії (сліди) перетину зовнішньої поверхні фюзеляжу з площинами, які застосовуються для визначення положення зазначених елементів. У першому випадку ці площини, як правило, перпендикулярні поздовжній осі літака, а у другому – паралельні їй. З метою забезпечення більшої наочності на рис. 2 на правому (по польоту) борті показано тільки сліди стрингерів, а на лівому – шпангоутів.

Додатковими базами, що використовуються під час конструювання стрингерів, є поверхні, які проходять через відповідні сліди та перпендикулярні зовнішній оболонці фюзеляжу (на рис. 2 їх зображено тільки на лівому борті).

Подальшим етапом є робоче проектування конструкції даного агрегату.

На рис. 3 подано приклад твердотільної комп’ютерної моделі носової частини фюзеляжу літака.

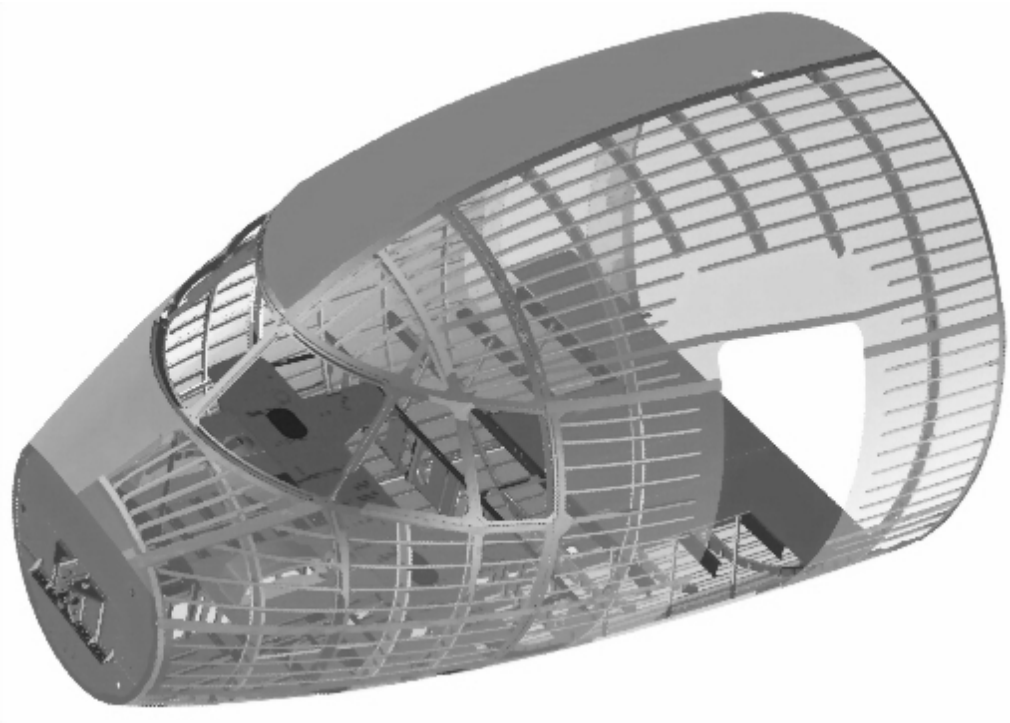


**Рисунок 3.** Твердотільна комп'ютерна модель конструкції носової частини фюзеляжу літака

Під час її створення для конструювання обшивок основою слугували зовнішні теоретичні обводи, а для шпангоутів і стрингерів – відповідні сліди та базові поверхні.

Зазначимо, що БГЛ до свого складу включає, крім розглянутих вище, ще й інші компоненти. Наприклад, у даному випадку використано теоретичну поверхню підлоги та лінії прорізів засклення, дверей і люків фюзеляжу.

В наш час досить перспективним напрямком автоматизованого проектування можна вважати параметричний підхід до твердотільного конструювання складальних одиниць, який дозволяє гнучко здійснювати потрібні модифікації створюваних об'єктів, забезпечує інженерів більш досконалими засобами для розробки та дослідження зразків нової техніки, проведення її аналізу та оптимізації [3,4].

Сучасні САПР дозволяють на основі базової моделі деталі автоматично генерувати цілий ряд її параметричних варіантів, що відрізняються один від одного своїми розмірами, формою та ін. Для фюзеляжу це стосується шпангоутів, стрингерів, балок підлоги, обшивок і т. д.

Шляхом застосування певних асоціативних зв'язків між компонентами забезпечується правильна та прогнозована поведінка складальної одиниці під час параметричної зміни окремих її елементів. Це відноситься й до зовнішніх поверхонь агрегатів літака та теоретичних баз конструктивно-силових елементів.

У даному випадку базова геометрія виступає з'єднувальною ланкою між попереднім та робочим проектуванням, дозволяє реалізувати крізний ітераційний автоматизований процес комплексної оптимізації виробу, оскільки з'являється можливість оперативно відслідковувати зміни різноманітних

технічних характеристик від попереднього визначення параметрів літального апарата до розробки його конструкції і навпаки.

Отже комп'ютерні моделі БГЛ ефективно використовуються для підвищення точності багатьох проектних розрахунків (аеродинамічних, на міцність, вагових, технологічних та ін.), що в кінцевому результаті суттєво підвищує якість створюваного об'єкта.

Подальшим етапом є розміщення у фюзеляжі обладнання різних систем (керування, пілотажно-навігаційних, життєзабезпечення тощо).

Розроблений у такий спосіб електронний проект виробу може виступати як зручний прототип для проведення модифікацій літака, що є в нинішніх ринкових умовах досить розповсюдженою тенденцією для більш кращого задоволення потреб замовників.

Таким чином завдяки новітнім інформаційним технологіям значно зменшується трудомісткість, собівартість і терміни розробки авіаційно-космічної техніки, суттєво підвищується її якість та конкурентноздатність.

Висновки. На сучасному етапі розвитку авіаційної галузі комп'ютерні моделі базової геометрії займають особливе місце в процесах автоматизованого проектування.

Це обумовлено їх широким застосуванням як основи для узгодженої розробки літальних апаратів між різними технічними дисциплінами: аеродинамікою, міцністю, компонуванням, конструкцією та ін.

За напрямок подальших наукових досліджень із даної тематики можна обрати створення ефективної методології комп'ютерного моделювання, що охоплює всі стадії життєвого циклу складного виробу машинобудування: від його проектування, конструювання, виробництва – до експлуатації та утилізації.

**Бібліографічний список**


[1] Ванін В.В., Вірченко Г.А., Ванін І.В. Структурно-параметричні геометричні моделі як основа для узгодженої розробки літака на стадії ескізного проектування // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2006. – №4. – С. 35-41.

[2] Ванін В.В., Ванін І.В., Вірченко Г.А., Ткачевський Я.І. Геометричне моделювання літака в умовах сучасних інтегрованих комп'ютерних технологій // Современные проблемы геометрического моделирования: Сб. трудов Украино-российской научно-практической конференции. Спец. выпуск. – Харьков.: 2005. – С. 58-64.

[3] CADDS5i Release 12. Parametric Modeling User Guide and Menu Reference. – Parametric Technology Corporation, 2001.

[4] CADDS5i Release 12. Concurrent Assembly Mock-Up User Guide and Menu Reference. – Parametric Technology Corporation, 2001.

УДК 629.735

# ФОРМУЛЮВАННЯ УМОВ КІНЕМАТИЧНОГО КОНТАКТУ ПОВІТРЯНОГО ПОТОКУ З ПОВЕРХНЕЮ КРИЛА ПРИ УРАХУВАННІ ЙОГО ДЕФОРМАТИВНОСТІ І МАЛОГО ПРОСКОВЗУВАННЯ

О.П. Мариношенко

Національний технічний університет України
"Київський політехнічний інститут"
м. Київ, Україна

При вирішенні задач обтікання повітряним або газовим потоком недеформованих або деформованих тіл, прикладом яких можуть служити несучі поверхні літальних апаратів, особлива увага приділяється розгляданню так званої контактної поверхні. Цьому цікавому питанню присвячено багато робіт вітчизняних та закордонних вчених, в яких дане питання розглядається як задача формулювання умов кінематичного контакту між несучею поверхнею та набігаючим потоком. При формуванні цих співвідношень для крила, що обтікається повітряним потоком, має місце своя специфіка: рівняння руху балки – крила описується у змінних Лагранжа, а основні рівняння і співвідношення динаміки ідеальної рідини – у змінних Ейлера. Це приводить до певних труднощів. Надалі будемо використовувати єдиний підхід для крила і рідини – підхід Лагранжа.

Розглядаємо крило в недеформованому (конфігурація $C_0$) і деформованому ($C_t$) станах ( див. рис. 1 ).

На цьому рисунку зображено елемент крила з симетричним профілем в $C_0$ і $C_t$, на який набігає повітряний горизонтальний потік зі сталою швидкістю $V_0$ і кутом атаки $\alpha$. Матеріальні частинки крила в околі його поверхні позначаємо " ● ", частинки, що належать набігаючому потоку, позначаємо " ○ ". Вважаємо обтікання безвідривним але в загальному випадку може мати місце просковзування повітряного потоку.

Оскільки матеріальні частинки повітряного потоку безвідривно рухаються по поверхні профіля з деяким просковзуванням, то взаємне розміщення матеріальних частинок поверхні крила і контактуючого повітряного потоку будуть такі, як зображено на рис.1.

Ніяк не зменшуючи загальності (враховуючи, що віддаль $\overline{ab}$ достатньо мала, тобто просковзування мале), будемо вважати, що в $C_t$ точки $c^*$ і $b^*$ співпадають. Тоді в $C_t$ на поверхні крила з матеріальними частинками буде ситуація, зображена на наступному рис. 2.

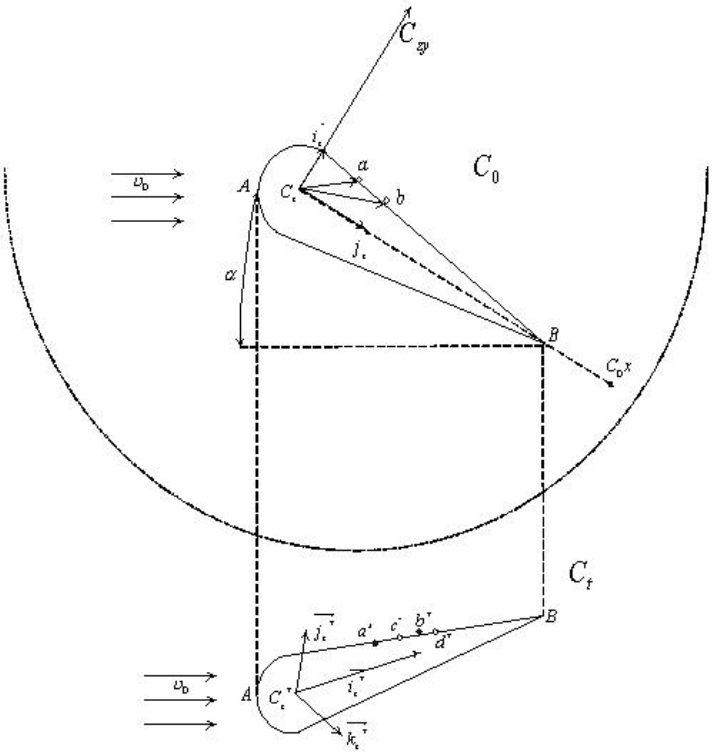



**Рисунок 1.**

**Рисунок 2.**

Лагранжевими координатами для балки – крила є величини x,y,z, - вони описують переміщення матеріальної частинки відносно відповідних однойменних осей прямолінійної системи координат. Позначаємо через $\vec{\beta}$ - радіус – вектор точок аеродинамічного профілю, через $\vec{U}$ - вектор переміщення цих точок. Тоді в $C_t$ будемо мати:

$$\vec{\beta}^* = \vec{\beta}(x, y, z, t) + \vec{\tilde{U}}(x, y, z, t) \tag{1}$$

Покладаємо:

$$\vec{\tilde{U}} = \tilde{U}_1(x, y, z, t)\vec{i} + \tilde{U}_2(x, y, z, t)\vec{j} + \tilde{U}_3(x, y, z, t)\vec{k}. \tag{2}$$

$\vec{\tilde{U}}$ - вектор переміщення довільної точки крила – балки в процесі деформування.

Для матеріальних частинок і повітряного потоку введемо Лагренжеві координати: $r, \varphi, z$ - циліндричні координати, які введені для опису руху частинки повітряного потоку (початки прямолінійної і циліндричної систем координат співпадають), вектор переміщення матеріальної частинки повітряного потоку позначаємо наступним чином $\vec{U} = \vec{U}(r, \varphi, z, t)$. Відповідні

компоненти розкладу вектору переміщення в базисі циліндричної системи координат $\vec{e}_r, \vec{e}_\varphi, \vec{e}_z$ позначимо:

$$\vec{U} = U_r \vec{e}_r + U_\varphi \vec{e}_\varphi + U_z \vec{e}_z. \qquad (3)$$

Можна перейти до єдиних Лагранжевих координат $r, \varphi, z$, поклавши:

$$x = r\cos\varphi; \; y = r\sin\varphi; \; z = z.$$

Повертаємося до рис.1, де для координат матеріальних частинок $a$ і $b$ в $C_0$ і $C_t$ будемо мати наступну ситуацію: точці $b$ відповідають координати $\rho, \varphi$; точці $a$ відповідають координати $\rho', \varphi'$.

Розглянемо рис.3, який характеризує взаємне розміщення векторів переміщень, розглядуваних раніше матеріальних частинок.

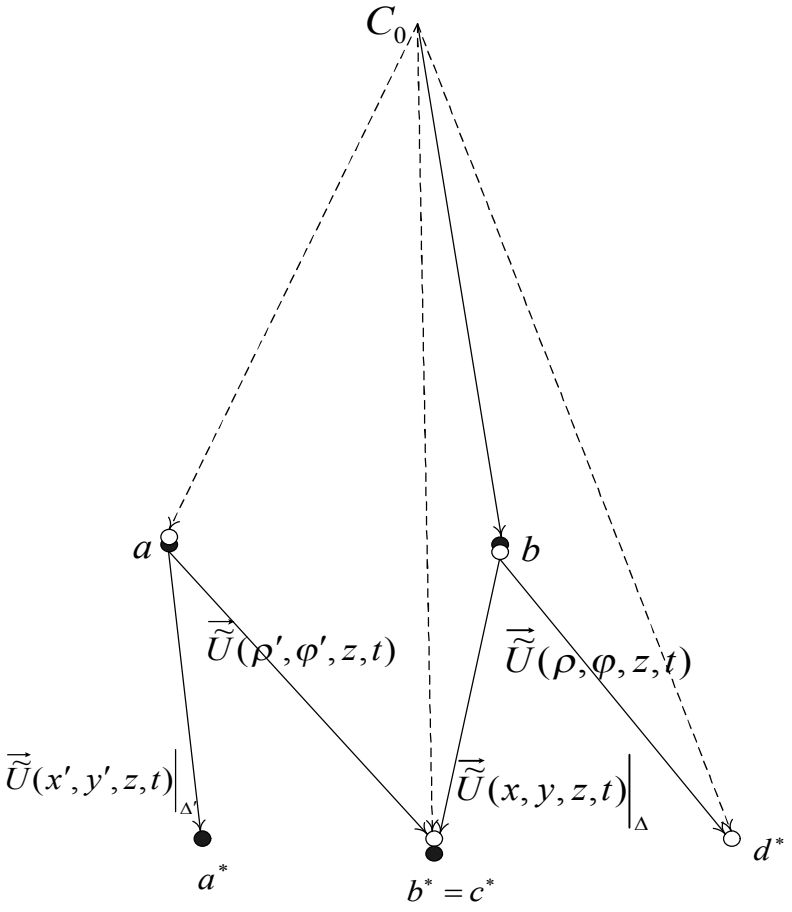



**Рисунок 3.**

$$|\Delta = \begin{cases} x = \rho\cos\varphi \\ y = \rho\sin\varphi \\ z = z \end{cases}, \qquad |\Delta' = \begin{cases} x' = \rho'\cos\varphi' \\ y' = \rho'\sin\varphi' \\ z' = z' \end{cases}$$

З рис.3. бачимо, що $\overrightarrow{C_0 a} + \vec{U}(\rho', \varphi', z, t) = \overrightarrow{C_0 b} + \vec{\tilde{U}}(x, y, z, t).$

$$\overrightarrow{C_0a} = \vec{r}(\rho', \varphi', z, t); \overrightarrow{C_0b} = \vec{\zeta}(x, y, z)\Big|_{\Delta}. \quad (4)$$

Маємо шукану умову кінематичного контакту з врахуванням просковзування:

$$\vec{r}(\rho', \varphi', z) + \vec{U}(\rho', \varphi', z, t) = \vec{\zeta}(x, y, z)\Big|_{\Delta} + \vec{\tilde{U}}(x, y, z, t)\Big|_{\Delta}. \quad (5)$$

Конкретизуємо цю умову, тобто її будемо представляти так:

$$\begin{aligned} &\vec{r}(\rho', \varphi', z) + \vec{U}(\rho', \varphi', z, t) = \\ &= \vec{\zeta}(\rho\cos\varphi', \rho\sin\varphi', z) + \vec{\tilde{U}}(\rho\cos\varphi, \rho\sin\varphi, z, t). \end{aligned} \quad (6)$$

Використовуючи формулу Тейлора, ліву частину у формулі (6) представимо у такому вигляді:

$$\vec{r}(\rho', \varphi', z) + \vec{U}(\rho', \varphi', z, t) = \vec{r}(\rho, \varphi, z) + \vec{U}(\rho, \varphi, z, t) +$$

$$+ (\rho' - \rho)\frac{\partial}{\partial\rho}(\vec{r} + \vec{U}) + (\varphi' - \varphi)\frac{\partial}{\partial\varphi}(\vec{r} + \vec{U}).$$

Зрозуміло, що

$$\frac{\partial}{\partial\rho}(\vec{r} + \vec{U}) = \frac{\partial}{\partial r}(\vec{r} + \vec{U})\Big|_{r=\rho},$$

Оскільки:

$$\vec{U} = U_r(r, \varphi, z)\vec{e}_r + U_\varphi(r, \varphi, z)\vec{e}_\varphi + U_z(r, \varphi, z)\vec{e}_z,$$

то:

$$\frac{\partial}{\partial r}(\vec{r} + \vec{U}) = \frac{\partial\vec{r}}{\partial r} + \frac{\partial\vec{U}}{\partial r} = \frac{\partial U_r}{\partial r}\vec{e}_r + \frac{\partial U_\varphi}{\partial\varphi}\vec{e}_\varphi +$$

$$+ \frac{\partial U_z}{\partial z}\vec{e}_z + U_r\frac{\partial\vec{e}_r}{\partial r} + U_\varphi\frac{\partial\vec{e}_\varphi}{\partial r} + U_z\frac{\partial\vec{e}_z}{\partial r}.$$

Припускаючи: $\frac{\partial\vec{e}_r}{\partial r} = 0, \frac{\partial\vec{e}_z}{\partial r} = 0,$ матимемо остаточний вираз для $\frac{\partial}{\partial r}(\vec{r} + \vec{U})$:

$$\frac{\partial}{\partial r}(\vec{r} + \vec{U}) = (1 + \frac{\partial U_r}{\partial r})\vec{e}_r + \frac{\partial U_\varphi}{\partial\varphi}\vec{e}_\varphi + \frac{\partial U_z}{\partial z}\vec{e}_z. \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial\varphi}(\vec{r} + \vec{U}) = \frac{\partial\vec{r}}{\partial\varphi} + \frac{\partial\vec{U}}{\partial\varphi} = \frac{\partial\vec{r}}{\partial\varphi} + \frac{\partial U_r}{\partial\varphi}\vec{e}_r +$$

$$+ \frac{\partial U_\varphi}{\partial\varphi}\vec{e}_\varphi + \frac{\partial U_z}{\partial\varphi}\vec{e}_z + U_r\frac{\partial\vec{e}_r}{\partial\varphi} + U_\varphi\frac{\partial\vec{e}_\varphi}{\partial\varphi} + U_z\frac{\partial\vec{e}_z}{\partial\varphi}. \quad (8)$$

Використовуючи деривaційні формули для випадку сферичних координат маємо:

$$\frac{\partial \vec{e}_r}{\partial \varphi} = \vec{e}_\varphi, \frac{\partial \vec{e}_\varphi}{\partial \varphi} = -\vec{e}_r, \frac{\partial \vec{e}_z}{\partial \varphi} = 0. \quad (9)$$

Підставивши (9) в (8), отримаємо:

$$\frac{\partial}{\partial \varphi}(\vec{r} + \vec{U}) = \frac{\partial \vec{r}}{\partial \varphi} + \frac{\partial U_r}{\partial \varphi}\vec{e}_r + \frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi}\vec{e}_\varphi + \frac{\partial U_z}{\partial \varphi}\vec{e}_z + U_r\vec{e}_\varphi - U_\varphi\vec{e}_r =$$

$$= (\frac{\partial U_r}{\partial \varphi} - U_\varphi)\vec{e}_r + (\frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi} + U_r)\vec{e}_\varphi + \frac{\partial U_z}{\partial \varphi}\vec{e}_z + \frac{\partial \vec{r}}{\partial \varphi}.$$

Представимо $\frac{\partial \vec{r}}{\partial \varphi}$ у наступному вигляді: $\frac{\partial \vec{r}}{\partial \varphi} = \zeta_r\vec{e}_r + \zeta_\varphi\vec{e}_\varphi + \zeta_z\vec{e}_z$.

Таким чином маємо:

$$\frac{\partial}{\partial \varphi}(\vec{r} + \vec{U}) = (\frac{\partial U_r}{\partial \varphi} - U_\varphi + \zeta_r)\vec{e}_r + (\frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi} + U_r + \zeta_\varphi)\vec{e}_\varphi + (\frac{\partial U_z}{\partial \varphi} + \zeta_z)\vec{e}_z.$$

Умова кінематичного контакту представляємо тоді в такому вигляді:

$$(\rho' - \rho)\frac{\partial}{\partial r}(\vec{r} + \vec{U})\Big|_{r=\rho} + (\varphi' - \varphi)\frac{\partial}{\partial \varphi}(\vec{r} + \vec{U}) = \vec{\tilde{U}}(x,y,z,t)\Big|_\Delta - \vec{U}(\rho,\varphi,z,t). \quad (10)$$

Оскільки:

$$\vec{\tilde{U}}(x,y,z,t)\Big|_\Delta = \tilde{U}_1\vec{i}_z + \tilde{U}_2\vec{j}_z + \tilde{U}_3\vec{k}_z =$$

$$= \tilde{U}_1(\rho\cos\varphi, \rho\sin\varphi, z)\vec{i}_z + \tilde{U}_2(\rho\cos\varphi, \rho\sin\varphi, z)\vec{j}_z +$$

$$+ \tilde{U}_3(\rho\cos\varphi, \rho\sin\varphi, z)\vec{k}_z = (\tilde{U}_1(...)\cos\varphi + \tilde{U}_2(...)\sin\varphi)\vec{e}_r +$$

$$+ (-\tilde{U}_1(...)\sin\varphi + \tilde{U}_2(...)\cos\varphi)\vec{e}_\varphi + \tilde{U}_3(...)\vec{e}_z.$$

Тоді вираз (10) прийме вид:

$$\left[(\rho' - \rho)\left(1 + \frac{\partial U_r}{\partial r}\right)\Big|_{r=\rho} + (\varphi' - \varphi)\left(\frac{\partial U_r}{\partial \varphi} - U_\varphi + \zeta_r\right)\right]\vec{e}_r +$$

$$\left[(\rho' - \rho)\left(\frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi}\right)\Big|_{r=\rho} + (\varphi' - \varphi)\left(\frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi} + U_r + \zeta_\varphi\right)\right]\vec{e}_\varphi +$$

$$+ \left[(\rho' - \rho)\left(\frac{\partial U_z}{\partial z}\right)\Big|_{r=\rho} + (\varphi' - \varphi)\left(\frac{\partial U_z}{\partial \varphi} + \zeta_r\right)\right]\vec{e}_z = \quad (11)$$

$$= (\tilde{U}_1\cos\varphi + \tilde{U}_2\sin\varphi - U_r)\vec{e}_r +$$

$$+ (-\tilde{U}_1\sin\varphi + \tilde{U}_2\cos\varphi - U_\varphi)\vec{e}_\varphi + (\tilde{U}_3 - U_z)\vec{e}_z.$$

Якщо просковзування відсутнє $(\rho' - \rho) = 0, (\varphi' - \varphi) = 0$ матимемо:

$$\begin{cases} U_r = \widetilde{U}_1 \cos\varphi + \widetilde{U}_2 \sin\varphi; \\ U_\varphi = \widetilde{U}_2 \cos\varphi - \widetilde{U}_1 \sin\varphi; \\ U_z = \widetilde{U}_3. \end{cases} \qquad (12)$$

Вважаємо, що на вказаній поверхні крила наявне безвідривне обтікання. Тоді кінематичні умови повинні виражати факт рівності на поверхні контакту векторів переміщень зі сторони набігаючого потоку і поверхні крила, які у векторній формі будуть мати вид [1];

$$\vec{U}(r_z, z, \varphi, t)\big|_{r=\rho_Z} = \vec{U}_z(\varphi, z, t), \qquad (13)$$

де $\vec{U}_z(\varphi, z, t)$ - вектор переміщення точок поверхні крила.

Саме це підтверджується виразом (12), який характеризує умови кінематичного контакту у скалярному вигляді, при відсутності просковзування між крилом і повітряним потоком. Це підтверджує достовірність проведених теоретичних досліджень.

**Бібліографічний список**


[1] Ильгамов М.А., Гильманов А.Н. Неотражающие условия на границах расчетной области. М.: Наука. Физматлит, 2003. 240 с.

[2] Жуковский Н.Е. О присоединенных вихрях. Собрание сочинений.- М.:Л.: Гостехиздат, 1949.Т.4 –615с.

[3] Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета.- М.: Изд-во АН СССР 1956. –478с.

УДК 629.735

# АДАПТИВНЫЙ ПРОФИЛЬ КРЫЛА УЛЬТРАЛАЙТА

Колесниченко В.Б.

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт",
г. Киев, Украина.

А.Пеннер
Технологический университет, Бремен

Идея использования адаптивного профиля не нова. Преимущества очевидны – возможность получения различной формы профиля для различных режимов полета ЛА позволило бы существенно улучшить аэродинамические характеристики. Увы, очевидны и недостатки – конструктивная реализация жесткого адаптивного крыла чрезвычайно сложна и неизбежно ведет к резкому увеличению его веса.

Иначе обстоит дело с крыльями дельтапланов и ультралегких планеров, конструкция которых изначально является нежесткой. В частности, в конструкции спортивных дельтапланов стало уже традиционным использование полиспастных устройств, позволяющих пилоту плавно изменять профилировку крыла в полете.

Использование гибкой обшивки и упругих элементов в конструкции каркаса крыла может сделать реальным и использование адаптивного профиля в конструкции легких планеров.

Традиционно, высокое аэродинамическое качество легких планеров связано с использованием ламинарных профилей. Это требует высокой точности соблюдения теоретического контура крыла, хорошего качества поверхности и высокой его жесткости, что предопределяет использование в его конструкции жесткой композитной или металлической обшивки и, соответственно, значительный вес крыла. Кроме того, ламинарные профили крыла имеют, как правило, нагруженную хвостовую часть, что обуславливает значительный продольный момент профиля, существенно изменяющийся при различных углах атаки. Это в сочетании с применением элеронов для управления по крену вызывает значительные крутящие моменты, которые опять же приходится воспринимать жестким контуром обшивки. В результате, крыло с высоким аэродинамическим качеством неизбежно имеет высокий вес и стоимость. Создание же ультралегкого недорогого планера по традиционной дельтапланерной технологии с аэродинамическим качеством выше 25 представляется весьма проблематичным.

Рассмотрим возможность решения такой задачи с помощью применения адаптивного профиля крыла с мягкой тканевой обшивкой.

Идея состоит в следующем: управляя кривизной профиля путем деформации нижней части обшивки можно получить различные значения коэффициента подъемной силы при одном и том же угле атаки крыла. Симметричное изменение профиля путем увеличения его кривизны на обоих консолях крыла позволяет получить эффект аналогичный эффекту от отклонения закрылков при меньшем увеличении профильного сопротивления и продольного момента крыла. Симметричное уменьшение кривизны профиля позволяет достичь эффекта, аналогичного эффекту от применения интерцепторов. Несимметричное же изменение кривизны профиля на консолях крыла можно использовать для управления по крену, отказавшись при этом от использования элеронов.

Конструктивно такое крыло может оказаться даже несколько проще традиционного, вследствие отказа от элеронов и механизации и, безусловно, аэродинамически чище.

Сформулируем требования к геометрии крыла с адаптивным профилем.

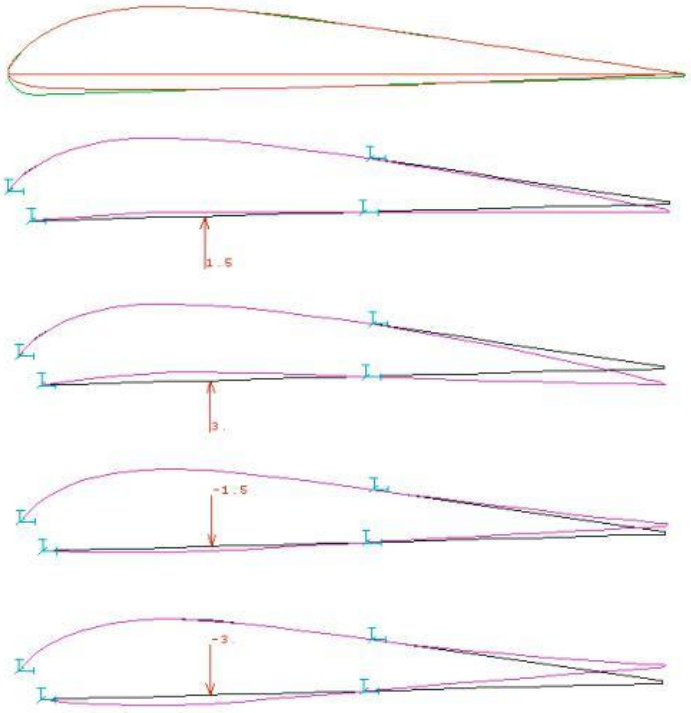
Очевидно, что для простоты конструктивной реализации идеи крыло должно иметь прямоугольную форму в плане.

Геометрию профиля следует выбрать из следующих соображений:

1) профиль должен иметь значительный радиус носка и ненулевую кривизну средней линии до 25–30% хорды. Это требование обуславливается ультралайтной технологией изготовления крыла, при которой использование ламинарных профилей с нагруженной задней частью просто нецелесообразно.
2) Положение центра давления профиля должно составлять 25–35% хорды и незначительно изменяться в широком диапазоне углов атаки. В этом случае нетрудно совместить ось жесткости крыла с линией центров давления и избежать возникновения значительных крутящих моментов в конструкции крыла, что в свою очередь существенно снижает требования к жесткости крыла и его вес.
3) Относительная толщина профиля должна составлять не менее 14–15%, чтобы иметь достаточный запас строительной высоты для изменения геометрии профиля даже при небольших значениях хорды крыла.

В лаборатории студенческого конструкторского бюро факультета аэрокосмических систем НТУУ "КПИ" был проведен комплекс исследований обтекания отсека крыла для нескольких значений углов атаки потоком вязкой жидкости (Re=1,38*10^6) методом компьютерного моделирования. На базе отсека с профилем ЦАГИ Р-IIIА-15 (модификация Олега Антонова известного планерного профиля) исследовались отсеки относительной толщиной 15% с нещелевыми закрылками 0.2, 0.25, 0.3 хорды крыла, щелевым закрылком 0.25 хорды и адаптивным профилем с точкой приложения деформирующей силы в точке 33% хорды крыла.

Координаты адаптивного профиля были получены следующим образом. За основу был принят тот же профиль Р-III-А15. Для упрощения геометрии нижней поверхности (кривизна которой все равно не может быть выдержана при “ультралайтной” технологии изготовления крыла) был увеличен радиус носка профиля, а нижняя поверхность выполнена как касательная к нему от хвостика профиля. Координаты верхней поверхности оставлены неизмененными. Относительная толщина такого профиля осталась также неизменной и составила 15% хорды. Далее для получения реально достижимых координат адаптивного профиля в деформированных состояниях была составлена конечноэлементная модель сечения с реальными значениями жесткостей конструктивных элементов нервюры крыла.




Прикладывая различные значения сосредоточенной нагрузки в точке 33% хорды, имитирующей действие системы управления, было получено семейство координат профиля в деформированном состоянии для диапазона относительных толщин от 12% до 17% хорды. Далее полученные сечения были исследованы с помощью программы моделирования обтекания отсека в диапазоне углов атаки от 0 до $20^{o}$.

Целью исследования было получение сравнительных значений аэродинамических коэффициентов с последующим приведением их к абсолютным значениям с использованием поправок, взятых из атласа аэродинамических профилей. В ходе исследования определялись в скоростной системе координат значения коэффициентов подъемной силы Cy, сопротивления Cx, продольного момента относительно носка профиля Cm, и критерия отрыва потока, характеризующего степень турбулизации потока.

Результаты исследований позволяют сделать следующие выводы:

– управляющие усилия, необходимые для получения деформированного состояния крыла ультралайта с адаптивным профилем весьма значительны, однако реально достижимы с помощью традиционных кинематических схем поперечного управления ЛА;
– плавное изменение конфигурации профиля с постоянным положением точки максимальной кривизны средней линии на трети хорды позволяет получить гораздо более благоприятный режим обтекания, чем в случае отклонения закрылка или элерона.

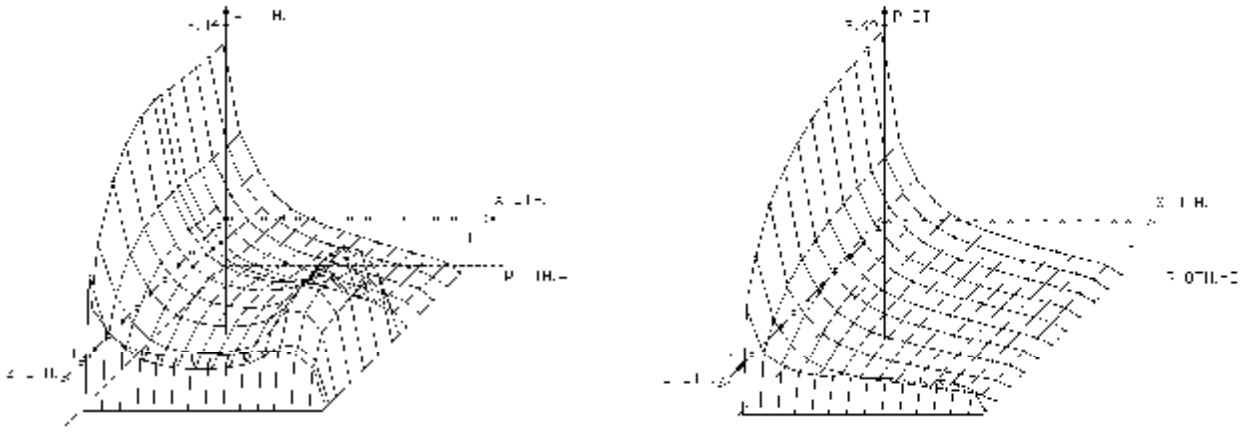


**Рисунок 1.** Картина распределения давления по крылу в случае отклонения элерона (слева) и использования адаптивного профиля с изменяемой кривизной (справа)

– изменение конфигурации профиля в диапазоне 5% относительной толщины позволяет добиться изменения коэффициента подъемной силы крыла в пределах, сопоставимых с эффектом от применения элерона или закрылка. Положение центра давления крыла при этом изменяется незначительно (+–5% хорды против 30%-40% при применении элерона или закрылка).

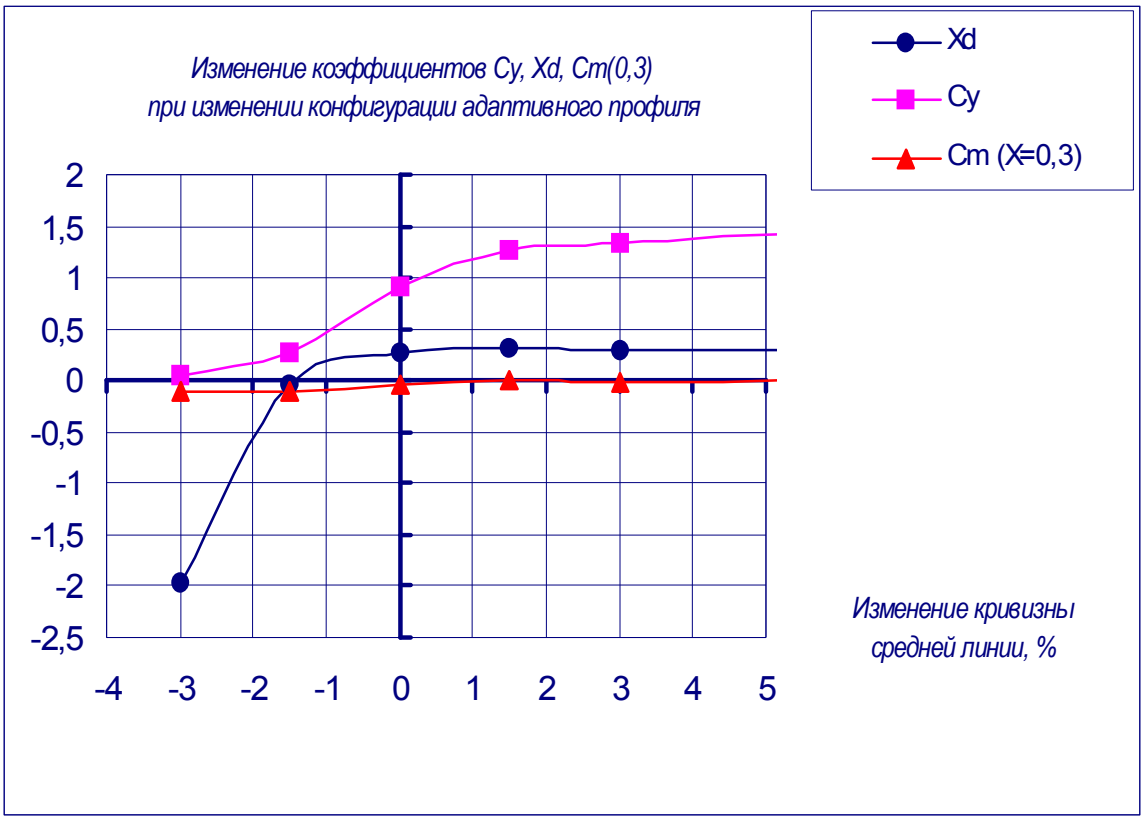



**Рисунок 2.** Влияние кривизны на аэродинамические характеристики профиля

Интересно отметить, что хотя при околонулевых значениях коэффициента подъемной силы Cy положение центра давления сильно изменяется (линия с круглым маркером), величина продольного момента относительно трети хорды остается практически постоянной. (линия с треугольным маркером)

Исходя из этого применение адаптивного профиля в конструкции ультралегкого планера представляется и реальным и перспективным.

СКБ ФАКС НТУУ “КПИ” планирует натурные испытания полноразмерного отсека крыла с адаптивным профилем на подвижной платформе в следующем году.

УДК 629.735

# ЗАСТОСУВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ФЛЮЇДНИХ СИСТЕМ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ВЗАЄМОДІЇ ТІЛА ТА ТЕЧІЇ.

В.В. Буркацький

Національний Технічний Університет України
«Київський Політехніний Інститут»

Розвиток механіки рідин і газів безпосередньо пов’язаний із спостереженням і вивченням фізичних фактів, що лежать в основі теорії. Експериментальні методи аеромеханіки не тільки використовуються для перевірки вже створених теорій, але є джерелом створення точніших теорій на основі фактів, виявлених досвідченим шляхом. З іншого боку, з розвитком теорії все більш удосконалюються експериментальні методи, установки і вимірювальна апаратура. Дослідження в області малих дозвукових швидкостей продовжує залишатися темою важливою для досліджень, пов'язаних з промисловою аеродинамікою, наземним транспортом, дослідженням злітно-посадочних властивостей літаків та інших літальних апаратів.

Динамічні флюїдні системи — це технологія реалістичного моделювання та візуалізації фізичних властивостей нетвердих тіл. Особливістю флюїдних систем є те, що при симуляції руху враховується в’язкість середи. В’язкістю називається здатність рідин та газів чинити опір зусиллям, дотичним до поверхні виділеного об’єму, тобто зусиллям зсуву. Більш в’язкою вважається рідина (газ), в якій при інших рівних умовах дотичні зусилля більші. Це дає можливість створити математичну модель неідеального газу. Варто мати на увазі, що виникнення дотичних зусиль у рідинах і газах спричиняє зміна зусиль стискаючих, нормальних до поверхні виділеного обсягу, і таким чином, в'язкість проявляється не тільки безпосередньо в дотичних зусиллях, але непрямим образом і в нормальних.

Симуляція руху флюїдів базується на диференційних рівняннях руху в’язкої рідини в формі Нав’є-Стокса. Всі доданки у рівняннях Нав’є-Стокса, так саме як і в рівняннях Ейлера, мають розмірність прискорення; у ліві частини входять проекції повного прискорення частинки, в праві частини — проекції прискорення від об’ємних сил, від сил гідродинамічного тиску та від сил в’язкості.

В рівняннях Нав’є-Стокса невідомими величинами є компоненти швидкості $\upsilon_x, \upsilon_y, \upsilon_z$, тиск $p$ та в загальному випадку рідини, що стискається також щільність ρ. Для того, щоб вийшла повна система рівнянь (тобто така система, в якій число рівнянь дорівнює числу невідомих), необхідно до рівнянь Нав’є-Стокса приєднати рівняння нерозривності руху (1):

$$\frac{1}{\rho}\frac{d\rho}{dt}+\frac{\partial v_x}{\partial x}+\frac{\partial v_y}{\partial y}+\frac{\partial v_z}{\partial z}=0 \quad (1)$$

А в загальному випадку рідини що стискається — ще й характеристичне рівняння:

$$\rho = f(p,T)$$

де Т — це абсолютна температура в даній точці, і рівняння переносу енергії.

При розв'язку цієї системи рівнянь для якої-небудь конкретної задачі необхідно врахувати початкові та граничні умови даної задачі. Суттєві відмінності від ідеальної рідини мають місце при завданні граничних умов. В теорії ідеальної рідини допускається, що рідина ковзає по поверхні тіла, що обтікається, із деякою кінцевою відносною швидкістю. Якщо ж тверде тіло обтікається в'язкою рідиною, то, за сучасними поглядами та експериментальними даними, частинки рідини прилипають до поверхні тіла, отже, не тільки нормальні, але і дотичні складові векторів швидкості рідини і тіло повинні бути однаковими у точках на поверхні тіла. Позначивши швидкість рідини в даній точці через $v$, а швидкість тіла — через $u$, можна записати граничну умову для задач, що відносяться до в'язкої рідини, у вигляді рівності:

$$v=u$$

на поверхні твердого тіла, або, що рівносильно, $v_n=u_n$, $v_s=u_s$. В частковому випадку, якщо в'язка рідина обтікає нерухоме тіло, то на його поверхні $v_n=0$, $v_s=0$.

**Динамічні флюїдні ефекти** ґрунтуються на фізичних законах рідин та газів, використовуючи математичні моделі, що описують та прораховують, як саме буде текти рідина. Типовою є симуляціяє руха за допомогою рівняння Нав'є-Стокса, прораховуючи його для кожного проміжку часу. Динамічні флюїди можна текстурувати, прикладати до них зусилля, примусити взаємодіяти з 3д геометрією та партіклами (частинками), діяти на м'які тіла.

**Контейнери флюїдів.** Контейнер являє собою двовимірний або тривимірний прямокутник, що обмежує простір, у якому існують флюїди. Динамічна флюїдна сітка не може існувати поза межами контейнера. Контейнер флюїдів – це основний компонент при дослідженні обтікання.

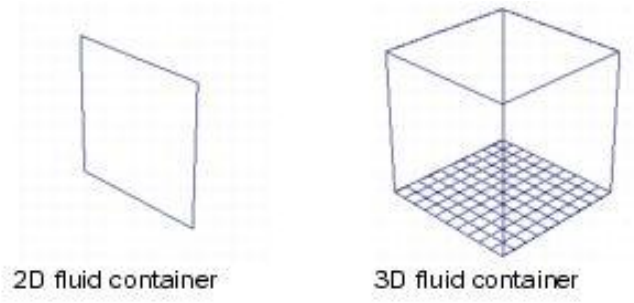



**Рисунок 1.**

Флюїдні контейнери розбиті сіткою у трьох площинах, і кожна одиниця цієї сітки називається воксель (voxel).

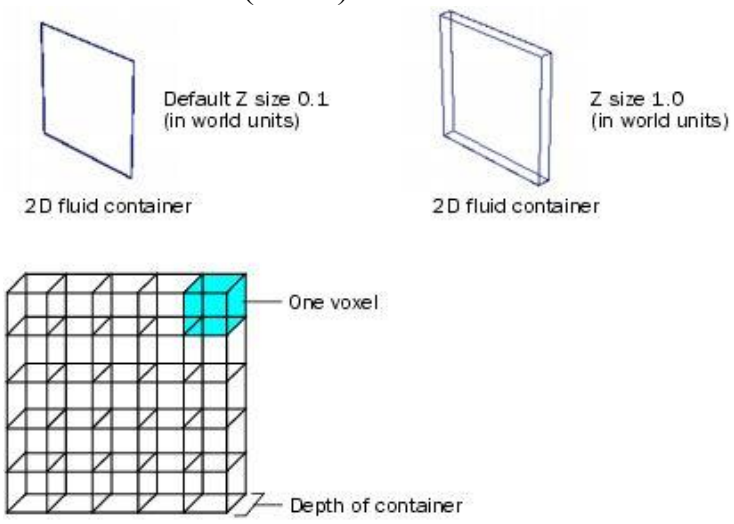



**Рисунок 2.**

Двовимірний контейнер, це, по суті, тривимірний, товщиною у один воксель.

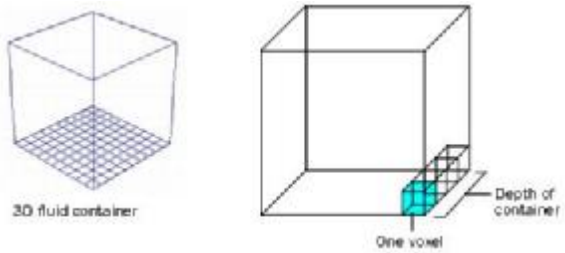



**Рисунок 3.**

Типові засоби керування флюїдами включають у себе наступні групи:

**Емітери флюїдів.** Встановлюючи емітер в межах контейнеру, можна задавати параметри середи, що розповсюджуються по сітці під час симуляції.
**Вміст контейнеру**. Вміст задаємо такими параметрами, як щільність, швидкість, температура, паливо (fuel) та колір.
**Щільність.** Параметр щільності — по аналогії з фізичним поняттям.
**Швидкість.** Швидкість впливає на флюїдні системи, рухаючи щільність, температуру, паливо та колір всередині контейнеру. Швидкість задається величиною та напрямком. Для динамічної симуляції зазвичай вираховується значення швидкості, базуючись на силах, прикладених до симуляції. Також можна встановити сталий шлях швидкості, використовуючи її (швидкість) як силу, яка впливає на параметри всередині контейнеру.
**Температура.** Температура впливає на поведінку динамічних флюїдів, примушуючи їх зростати або реагувати.
**Паливо.** Для динамічних флюїдів, паливо скомбіноване зі щільністю створює флюїд, у якому може відбутися реакція. Щільність представляє субстанцію, що реагує, а значення «паливо» відображає стан реакції. Температура може створювати реакцію у флюїді (наприклад, моделювання вибуху). Під час самої

реакції значення щільності та палива зменшуються доти, доки реакція на завершиться.
**Колір.** Цей параметр відображує щільність у кольорі.

Приклад: візуалізація щільності, температури, «палива», швидкості при створенні моделі полум'я.

Таким чином компьютерна реалізація механізму флюїдів може стати основою для створення програмного продукту який зможе проводити дослідження взаємодії тривимірної моделі твердого тіла та повітряної течії. Пропонований програмний продукт значно скоротить час та збереже кошти розробки літальних апаратів на стадії аеродинамічного проектування. Найважливішою характеристикою даного програмного продукту є значне скорочення рівня витрат на проектування, шляхом зменшення витрат на оплату робочого часу фахівців, виключення витрат на використання спеціального обладнання (аеродинамічна труба, вимірювальна апаратура), значне скорочення часу досліджень.

**Бібліографічний список**


[1] Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям; 1975 г.
[2] Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэромеханические измерения (методы и приборы); М., 1964 г. 720 стр. с илл.
[3] Фабрикант Н. Я. Аэродинамика. Общий курс. М. Наука 1964р. 816 с.
[4] Darius Derakshani. Maya 7.0 Sybex, 2006, 400p. illustrated

## Секція 6. Автоматизація наукових досліджень, інформаційні технології та моделювання

УДК 681.3.06

# ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ВИРТУАЛЬНЫХ МАНЕКЕНОВ ЧЕЛОВЕКА В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Е.Ю Абрамов.

Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт",
г. Киев, Украина.

# POSSIBILITY IS STUDYING VIRTUAL HUMAN MANNEQUIN BY PROCESS DESIGNS COMPLICATED TECHNICAL UNIT

E.U Abramov.

National Technical University Ukraine
Kiev Polytechnic Institute
c. Kiev, Ukraine

**Введение**

Внедрение современных информационных технологий в процессе проектирования сложных технических объектов (СТО), предусматривает использование виртуальных (цифровых) макетов (ВМ), наличие которых позволяет на более качественном информационном и техническом уровне обеспечивать решение традиционных задач проектирования, проводить регулярный анализ состояния проекта, и обеспечить своевременное принятие необходимых технических решений на основе оперативной обработке проектных данных. Принятые подходы по формированию ВМ в среде CAD/CAM/CAE систем под управлением PDM средств на предварительных этапах проектирования новых образцов СТО представлены в [1,2]. ВМ формируемый на этапе эскизного проекта предназначен для обоснования общей компоновочной схемы СТО на основе обработке результатов комплексного инженерного анализа принятых принципиальных технических решений по конструкции и вариантам размещения компонентов систем и оборудования проектов, новых СТО или их модификаций в соответствии с требованиями, установленными ГОСТ 2.119-87 “Эскизный проект” [4]. В процессе проведения комплексного инженерного анализа виртуальных макетов СТО также необходимо обеспечить решение целого спектра классических эргономических задач и проанализировать различные ситуации, связанные с человеческим фактором. Для решения данных задач целесообразно использовать виртуальные манекены человека, обладающие способностью в

реальном масштабе времени “функционировать” в обстановке ВМ. Данный подход позволит на ранних этапах проектирования СТО обеспечить прогнозирование оптимальных технических решений, направленных на удовлетворение требований стандартов, связанных с человеческим фактором, а также полностью (или частично) отказаться от использования в процессе проектирования материальных макетов и манекенов, а также прогнозировать выполнение требований по безопасности объекта проектирования в процессе его эксплуатации.

Существует много причин, по которым предлагаемый подход в настоящее время в полной мере не реализован на практике. Одной из главных из причин, затрудняющих процесс внедрения современных информационных технологий на предприятиях, является наличие объективно существующих противоречий между традиционными технологиями проектирования и современными информационными технологиями базе CAD/CAM/CAE систем под управлением PDM средств. Поэтому, в последнее время уделяется большое внимание вопросам совершенствования стандартов серии ЕСКД с целью разрешения объективно существующих противоречий между традиционными технологиями проектирования изделий и современными информационными технологиями на базе CAD/CAM/CAE систем под управлением PDM средств [3].

Эффективное использование современных информационных технологий позволит реализовать на практике современную стратегию гибридного проектирования, которая предусматривает, что результаты компьютерного виртуального моделирования и анализа проекта дополняются данными реальных физических испытаний, что в процессе создания новых образцов современной техники позволит значительно сократить сроки и финансовые затраты.

**Постановка задачи.**

В процессе проектирования новых образцов современной авиационной в среде CAD/CAM/CAE систем с использование виртуальных манекенов человека, обладающих способностью “функционировать” в обстановке виртуального пространства объекта проектирования могут быть решены следующие задачи:

- виртуальной эргономической экспертизе кабины экипажа, пассажирских салонов (отсеков сопровождающих), грузовых отсеков, служебных и технических помещений и т.д.;
- анализа зон функциональной досягаемости органов управления, оценки возможностей обзора пространства и формирования зон оптимальной зрительной работоспособности членов экипажа, оценки зон затенения штурвалом приборных панелей и т.п.;
- по проработке проектных решений по компоновке систем и оборудования самолета и его отдельных агрегатов, а также для выбора и анализа альтернативных вариантов компоновочных схем, особенно, в

ограниченном пространстве (в кабине экипажа, в подпольном пространстве фюзеляжа, в крыле, в пилонах, в зализах крыла с фюзеляжем, в обтекателях шасси и т.д.);

- анализа альтернативных вариантов компоновочных решений на основе использования экспериментальных моделей, например, формирование “следов” световых лучей внешнего светотехнического оборудования при освещении посадочной полосы при рулении, взлете или посадке, при освещении воздухозаборников двигателей, оперения, зон эвакуации т.п.;
- по проработке принятых принципиальных решений по аварийному покиданию самолета членами экипажа и пассажирами (сопровождающими) в экстремальных ситуациях и т.п.;
- по отработке и анализу принятых вариантов погрузочно-разгрузочных работ при перевозке грузов (контейнеров и техники);
- анализа нагрузок, действующей на человека при выполнении производственных задач (анализ нагрузки при подъеме тяжестей, анализ силы, действующей на нижнюю часть спины, анализ осанки во время работы, оценка нагрузки на верхние конечности, анализ времени утомления и восстановления и т.п.);
- по обеспечению эксплуатационной технологичности проектируемого самолета, по оценки удобства технического обслуживания основных агрегатов, технических отсеков, функциональных систем и оборудования, по оценки возможности проводить монтаж и демонтаж компонентов систем и оборудования самолета в процессе эксплуатации с допустимыми для исполнителя нагрузками, а также для отработки на ранних этапах проектирования прогнозируемых маршрутов осмотра самолета и его агрегатов при оперативных формах технического обслуживания;
- по обоснованию результатов предварительных и сопутствующих данному этапу проектирования самолета инженерных расчетов и т.п.

**Обзор программных продуктов.**

Анализ специализированных программных продуктов - лидеров на мировом рынке программного обеспечения, которые предназначены для решения практических инженерных задач с помощью возможностей, предоставляемых виртуальными манекенами человека. В процессе данных исследований проводился анализ функциональных возможностей следующего программного обеспечения:

- Jack 4.0 (дополнительные модули: Occupant Packaging Toolkit, Task Analysis Toolkit, Workplace Simulation Builder, Motion Capture Toolkit) функционирует автономно или входит в состав системы CAD/CAM/CAE NX 4 и выше и PDM Teamcenter от UGS PLM Solutions Group[5,6,7];

- Human Builder 2(HBR) (дополнительные модули: Human Measurements Editor 2 (HME), Human Posture Analysis 2 (HPA), и Human Activity Analysis 2 (HAA)), входит в состав системы CAD/CAM/CAE Catia 5 и PDM Enovia от Dassault Systemes[8];
- dV/SAFEWORK, входит в состав ПО dVise от Division L[9,10] .

В таблице 1 приведены результаты сравнительного анализа функциональных характеристик виртуальных манекенов.

**Таблица 1.** Функциональные характеристики виртуальных манекенов.

| **Функциональные характеристики виртуальных манекенов** | **Jack 4.0** | **Human Builder** 2 | **dV/SAFEWORK** |
|---|---|---|---|
| Количество антропометрических переменных | 98 | 104 | 104 |
| Количество сегментов | 71 | 100 | 99 |
| Количество наложенных независимых связей | 69 | 100 | 100 |
| Количество степеней свободы | 135 | 148 | 148 |
| Реалистичная модель руки | + | + | + |
| Реалистичная модель позвоночника | + | + | + |
| Реалистичная модель ноги | + | - | - |
| Пределы подвижности суставов | + | + | + |
| Сопряженный диапазон перемещения | + | + | + |
| Возможность моделирования ходьбы/бега | + | - | - |

В таблице 2 приведен сравнительный анализ основных функциональных возможностей ПО.

**Таблица 2.** Функциональных возможностей ПО.

| **Функциональные характеристики виртуальных манекенов** | **Jack 4.0** | **Human Builder 2** | **dV/SAFEWORK** |
|---|---|---|---|
| Создание виртуального манекена с заданными антропометрическими характеристиками человека | + | + | + |
| Динамика передвижения виртуального манекена человека и анализ его взаимодействие с виртуальными объектами | + | + | + |
| Поддержка пользовательских библиотек для подготовки поз виртуальных манекенов человека | + | + | + |
| Импортирование геометрических объектов из среды CAD/CAM/CAE систем и экспортирование в среду CAD/CAM/CAE систем | + | + | + |
| Анализ текущего положения виртуального манекена человека | + | + | + |
| Автоматический поиск наилучшего положения (комфорт) виртуального манекена человека | - | + | - |
| Поддержка технологии Быстрый Анализ Верхней Конечности (RULA) | - | + | + |
| Анализ досягаемости труднодоступных мест с использованием виртуальных манекенов человека | + | + | + |
| Оценка возможностей обзора пространства виртуальным манекеном человека | + | + | + |

| **Функциональные характеристики виртуальных манекенов** | **Jack 4.0** | **Human Builder 2** | **dV/SAFEWORK** |
|---|---|---|---|
| Создание статических и динамических зависимостей между виртуальными объектами | + | + | + |
| Создание источников освещения при формировании виртуальной обстановки рабочего места | + | + | + |
| Наложение текстур на виртуальные объекты | + | - | - |
| Проведение измерений расстояний между виртуальными объектами (статика, динамика) | + | + | + |
| Анализ времени, необходимого для выполнения производственной задачи (операции) с использованием виртуального манекена человека | + | + | + |
| Анализ пересечения виртуальных объектов (статика, динамика) | + | + | + |
| Анализ силы, действующей на нижнюю часть спины человека | + | - | - |
| Анализ нагрузки при подъеме тяжестей | + | + | + |
| Оценка нагрузки на верхние конечности | + | + | + |
| Расход метаболической энергии | + | - | - |
| Анализ времени утомления или восстановления человека при выполнении производственных задач (операций) | + | - | - |
| Анализ осанки человека при | + | + | + |

| **Функциональные характеристики виртуальных манекенов** | **Jack 4.0** | **Human Builder 2** | **dV/SAFEWORK** |
|---|---|---|---|
| выполнении производственных задач (операций) | | | |
| Вывод информации на периферийные устройства виртуального пространства | + | + | + |
| Оценка осанки человека в транспортном средстве | + | + | + |
| Оценка уровня комфортности транспортного средства | + | + | + |
| Анимация любых задач и операций с использованием виртуальных манекенов человека в обстановке виртуального рабочего места; | + | + | + |
| Анимация производственных задач и операций, выполняемых группой виртуальных манекенов | + | + | + |
| Сопряженный диапазон перемещения виртуальных объектов | + | + | + |
| Возможность моделирования ходьбы/бега виртуального манекена человека | + | - | - |
| Наличие инструментальных программных средств разработки приложений | + | + | - |
| Создание анимации и возможность ее экспорта в формат MPEG | + | + | + |
| Возможность использования виртуального манекена человека в среде виртуального макета созданного с использованием CAD/CAM/CAE систем и PDM | + | + | - |

| **Функциональные характеристики виртуальных манекенов** | **Jack 4.0** | **Human Builder 2** | **dV/SAFEWORK** |
|---|---|---|---|
| средств | | | |

Анализ дополнительных возможностей и условия функционирования ПО приведены в таблице 3.

На рисунке 1 представлен пример виртуального манекена в обстановке ВМ кабины экипажа самолета созданного в среде ПО Jack 4.0.

**Таблица 3.** Дополнительные возможности и условия функционирования ПО.

| **Функциональные характеристики виртуальных манекенов** | **Jack 4.0** | **Human Builder 2** | **dV/SAFEWORK** |
|---|---|---|---|
| Поддерживаемые форматы представления данных | IGES 5.3 и выше, VRML 1.0/2.0, OPTIMIZER 1.1 Direct Model StereoLithography/PSurf Deneb IGRIP | 3dmap, act, asm, bdf, brd, cdd, cgm, dwg, gl, gl2, hpgl, idf, ig2, igs, pdb, stboom, step, stl, stp, tdj, wrl | ProEngineer, CATIA, Unigraphics, SDRC IDEAS, Solidworks, STEP, IGES, STL |
| Используемые платформы | Windows NT, 2000, XP; Hewlett Packard HP-UX; Silicon Graphics IRIX | Windows NT,2000, XP; Hewlett Packard HP-UX; Silicon Graphics IRIX | Hewlett Packard HP-UX, Silicon Graphics IRIX |
| Ориентировочная стоимость одного рабочего места, у.е. | 54450 | 52100 | 63000 |

**Рисунок 1.** Виртуальный манекен в обстановке виртуального макета кабины экипажа самолета созданного в среде ПО Jack 4.0.

На рисунке 2 представлен пример виртуального манекена в обстановке ВМ автомобиля созданного с помощью в Human Builder 2 в Catia 5. На рисунке 3 представлен пример виртуального манекена в обстановке виртуального макета транспортного средства созданного с помощью dV/SAFEWORK.

Основные функциональные возможности рассматриваемых программных продуктов примерно одинаковы. Однако основным принципиальным отличием виртуального манекена ПО Jack является возможность моделирования ходьбы или бега виртуального манекена или группы виртуальных манекенов одновременно. Данная возможность позволяет обеспечить решение таких задач как, например, аварийного покидания самолета членами экипажа и пассажирами (сопровождающими) в экстремальных ситуациях, отработка

**Рисунок 2.** Пример виртуальный манекен в обстановке виртуального макета автомобиля созданного в среде Catia 5.

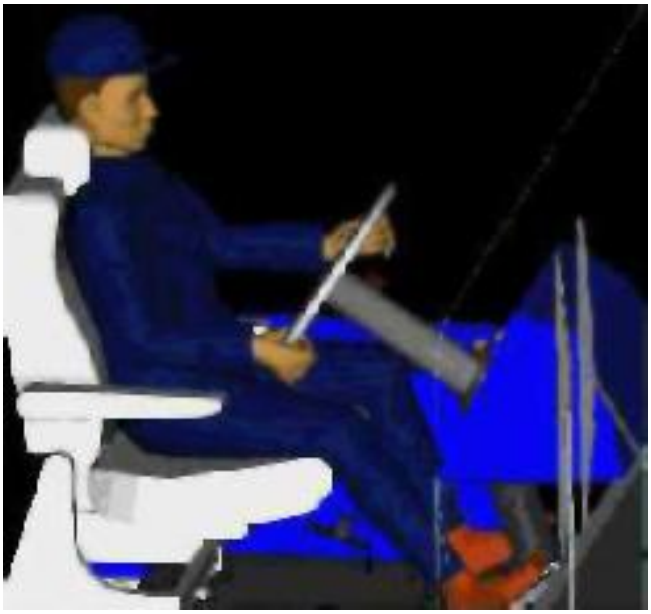


**Рисунок 3.** Пример виртуального манекена в обстановке виртуального макета транспортного средства созданного с помощью dV/SAFEWORK.

маршрутов осмотра самолета и его агрегатов при оперативных формах технического обслуживания и т.п. По количеству поддерживаемых форматов данных Human Builder 2 является наиболее универсальным, однако все рассматриваемые программные продукты поддерживают стандартные нейтральные форматы данных (IGES, STEP, VRML и т.д.). ПО Jack и Human

Builder 2 могут работать на платформах Windows (NT, 2000,XP); Hewlett Packard HP-UX; Silicon Graphics IRIX, а dV/SAFEWORK не поддерживает платформу Windows (NT, 2000, XP).

**Выводы**

Результаты проведенного анализа показывают, что на выбор в пользу того или иного программного продукта оказывают существенное влияние следующие факторы:

- наличие стратегия и тактика предприятия по внедрению и использованию современных информационных технологий на базе CAD/CAM/CAE систем под управлением PDM средств;
- специфика задач предварительного проектирования СТО данной предметной области, которые должны быть решены в среде ВМ объекта с использованием виртуальных манекенов человека;
- способность программного продукта обеспечить возможность создание виртуального манекена человека с заданными антропометрическими характеристиками, что должно гарантировать для каждой предметной области соблюдение установленных требований НТД на конкретную продукцию;
- возможность разработки прикладных программных приложений пользователя и наличие инструментальных средств позволяющих обеспечить решение специфических задач конкретной предметной области;
- наличие методологии решения практических задач предварительного проектирования СТО в среде CAD/CAM/CAE систем с помощью виртуальных манекенов человека на основе взаимодействия базового и прикладного программного обеспечения.

**Библиографический список**


[1] Абрамов Ю.В. Методологические основы формирования модели распределения пространства сложных технических объектов в среде CAD/CAM/CAE// Матер. Международной Конф. “Системы проектирования технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта”// CAD/CAM/PDM-2001:- М.: Станкин, 2001, - с.70-82.

[2] Суханова А. Игра идет по “взрослому”// CAD/CAM/CAE Observer._2006._ №5._ С 7-14.

[3] Применение ИПИ - технологий для повышения качества и конкурентоспособности наукоемкой продукции (ИПИ-2006)// Матер. VII Всерос. Конф. с. 167.

[4] ГОСТ 2.119-73**.** ЕСКД. Эскизный проект. - Введ. 01.01.1974 (переиздание декабрь 1987 г. с изменениями № 1,2,3,4) - Л.: НТЦ «Леонорм-стандарт», 1973. - 6 с.

[5] http://www.ugs.ru/ - информация по JACK.

[6] http://eds.com/- информация по JACK.

[7] http://www.cadcamcae.lv/ - обще-информационный источник.

[8] http://www.3ds.com/- информация по HB2.

[9] http://www.division.com/ - информация по dV/SAFEWORK.

[10] http://www.safework.com/- информация по dV/SAFEWORK.

УДК 389.12.14

# ОРГАНИЗАЦИЯ БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩИХ ИНТЕРФЕЙСОВ ВИРТУАЛЬНЫХ СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЙ.

С.А. Богомазов, А.В. Рахмаилов, Ю.С. Ященко

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»,
г. Киев, Украина.
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

# ORGANISATION OF HIGH-SPEED INTERFACES FOR VIRTUAL MEASUREMENT DEVICES**.**

S.A. Bogomazov, A.V. Rakhmailov, Yu.S. Yashchenko

National Technical University of Ukraine «Kiev Polytechnical Institute»,
Kiev, Ukraine.

При создании виртуальных средств измерений с внешними аналого-цифровыми преобразователями необходимо обеспечить ввод цифровой информации в персональный компьютер, а также ее сохранение и отображение.Стандартные компьютерные интерфейсы (COM- и LPT-порты) позволяют обеспечить максимальную пропускную способность около 100 кБ/с, что для многих задач недостаточно.Применение для этих целей интерфейса USB требует разработки сложного аппаратного и программного обеспечения. Альтернативным решением в этом случае является построение устройства сопряжения компьютера с измерительной частью виртуального прибора на базе быстродействующих плат дискретного ввода-вывода. Эти устройства используют режим прямого доступа в память магистрали PCI и обеспечивают пропускную способность канала связи до десятков мегабайт в секунду.

На базе платы дискретного ввода-вывода PCI-7200 (AdLink) разработан высокопроизводительный интерфейс ввода измерительной информации для трехканальной виртуальной системы измерений параметров магнитного поля. При этом обеспечивается запись информации каждого канала в отдельный файл и ее отображение на мониторе в режиме реального времени. Программное обеспечение интерфейсного модуля построено по двухуровневому принципу. Нижний уровень обеспечивает асинхронный ввод данных каждого канала в виде массива данных. Для обеспечения этих операций в реальном времени в памяти компьютера организован двойной кольцевой буфер настраиваемого размера, в одну половину которого информация записывается, а из другой считывается для записи в файл в темпе поступления. Нижний уровень программного обеспечения реализован в виде библиотеки функций на языке C++ с использованием библиотеки WTL.

Верхний уровень обеспечивает распаковку информации из файла на диске, обработку полученной информации по каждому из трех каналов, отображение ее в виде графиков на экране и запись результатов в три отдельных файла. В связи с большим объемом измерительной информации основной задачей является обеспечение целостности полученных данных. Поэтому программное обеспечение реализовано в виде многопоточного приложения. В одном потоке выполняется считывание данных, а во втором – операции их обработки. В программе также были реализованы режим регистрации и отображения данных с прореживанием, предназначенный для контроля измерительной аппаратуры, и режим записи данных в файл с последующим их просмотром и анализом. Предусмотрена возможность регулирования объема порции данных, отображаемых на экране, изменение масштаба и скорости прокрутки графиков. Верхний уровень программного обеспечения реализован с помощью интегрированной среды разработки Visual Studio.NET 2003 на языке C#. Предложенное решение позволяет обеспечить асинхронный ввод цифровой информации от внешних измерительных устройств виртуальных приборов, запись ее в файл и отображение на мониторе в режиме реального времени со скоростью около 200 кБ/с.

УДК 389.12.14

# ВІРТУАЛЬНА ЛАБОРАТОРІЯ ОБРОБКИ ДАНИХ ДИСТАНЦІЙНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

С.О. Дзюбан, С.А. Богомазов

Національний технічний університет України
“ Київський політехнічний інститут ”,
м. Київ, Україна.
tuz@aer.ntu-kpi.kiev.ua

В середовищі графічного програмування LabView 7.1 фірми National Instruments розроблено програмний комплекс, призначений для автоматизації збору і віддаленої обробки вимірювальної інформації. Алгоритмічне забезпечення комплексу базується на методиках обробки експериментальних даних, наведених, зокрема, в [1] та забезпечує первинну обробку інформації, аналіз складових похибок, обчислення й подання в нормованому вигляді результатів вимірювання. Ці завдання вирішуються в режимі реального часу.

Програмний комплекс реалізовано в вигляді двох незалежних частин – частини для генерації даних та частини для обробки даних, що виконуються на різних апаратних платформах. В сукупності вони реалізують структуру клієнт – сервер, що реалізована з використанням мережевих можливостей середовища LabView [2].

Сервер виконує функції одержання вимірюваних даних від вимірювальних модулів та взаємодію з віддаленими програмами-клієнтами, які здійснюють обробку і аналіз отриманої інформації.

Використання технології клієнт-сервер дозволяє забезпечити незалежність програмного забезпечення клієнта від типу вимірювального модуля. Сервер даних використовує драйвер вимірювального модуля або емулятор вимірювального модуля. Тому для зміни типу вимірювального модуля модифікується лише сервер.

Територіальна розподіленість пристроїв збору інформації і її обробки забезпечує можливість дистанційного проведення експериментів і використання комплексу як віртуальної лабораторії з рознесеними робочими місцями експериментатора і лабораторного стенду.

Серверна частина комплексу складається з наступних компонентів.

1 Сервер мережі TCP/IP служить для передачі даних в мережу за запитами програм-клієнтів за протоколом TCP.
2 Блоки генерації даних служать для отримання або перетворення у необхідний формат даних для подальшої передачі клієнтам. Можлива робота з наступними видами даних:

- масив даних, що записаний у програмі яка моделює процес вимірювання;
- випадкова послідовність – служить для генерації випадкової вибірки з певним законом розподілу;
- блок завантаження даних з файлу;

- блок завантаження даних з таблиці;
- генератор сигналів дозволяє створювати сигнали певної форми (синусоїда, трикутні імпульси) та довільно комбінувати їх між собою.

3 Блок відображення даних, що передаються в мережу, служить для візуалізації даних.

Програма - клієнт реалізує наступні функції:

- прийом даних за мережевим протоколом TCP;
- відображення прийнятих даних за допомогою діаграм та індикаторів;
- статистична обробка даних;
- обробка та подання результату вимірювання з використанням термінів невизначеності;
- обробка та подання результату вимірювання з використанням термінів похибки;
- зберігання результатів обробки даних.

**Бібліографічний список**

[1] В.В.Перепеловский, Н.Р.Кириллова Основы программирования, сбора, обработки данных и управления в интегрированной среде LabVIEW. СПбГЭТУ, 2004

[2] Н.Н Прибылов, С.А. Прицепова Применение виртуального лабораторного практикума в заочном образовании. Открытое образование. 2/2002. с. 64-74.

УДК 519.23

# ГРАНИЦЫ ПРИМЕНИМОСТИ ВЕРОЯТНОСТНО-СТАТИСТИЧЕСКИХ КРИТЕРИЕВ В УСЛОВИЯХ МАЛЫХ ОБЪЕМОВ ВЫБОРОК.

Е.Т. Володарский, Е.В. Козыр.

Национальный технический университет Украины «Киевский Политехнический институт»
Киев, Украина
spo2000@mail.ru

# APPLICABILITY LIMITS OF PROBABILISTIC AND STATISTICAL TESTS SUBJECT TO LIMITED SAMPLE SIZE.

E.T. Volodarskyy, E.V. Kozur.

National Technical University of Ukraine “Kiev Polytechnic Institute”
Kiev, Ukraine
spo2000@mail.ru

## Введение

В практической деятельности важную роль играют статистические критерии, предназначенные для выделения аномальных результатов измерений (выбросов). Если не исключить выбросы из анализируемых данных, то традиционно применяемые классические методы статистического анализа, как правило, не являющиеся робастными, чаще всего приводят к некорректным выводам.

Результаты измерений, содержащие грубые ошибки обычно бывают хорошо заметны и могут быть выделены без применения статистических методов. Применение статистических методов выявления грубых ошибок целесообразно лишь в сомнительных случаях, когда информация о качестве измерений либо неполна, либо имеется лишь несколько (3-5) измерений по которым необходимо сделать вывод о наличии выброса.

Критерий Граббса используется для проверки на наличие выброса в данных, полученных в ходе эксперимента.

Использование именно этих критериев предполагает стандарт [1], представляющий собой аутентичный текст соответствующего международного стандарта ИСО 5725. Статистики критерия Граббса предусматривают возможность проверки на наличие в выборке либо одного аномального результата измерения (наименьшего или наибольшего), либо двух (двух наименьших в выборке или двух наибольших).

**Постановка задачи**

В данной работе исследуется степень влияния ограниченности объемов выборок на способность критерия Граббса определять выбросы. Также для каждого конкретного количества испытаний определяется такое резко выделяющееся наблюдение, которое может быть определено критерием Граббса как выброс. На данном этапе моделирования был рассмотрен случай простого критерия Граббса, т.е. исследуемые выборки принадлежали нормальному закону с параметрами распределения: математическое ожидание $\mu = 0$, дисперсия $\sigma = 1$. Объемы выборок моделировались в пределах от 3-х до 10-ти измерений.

Для автоматизации процесса получения результатов исследований и их визуализации в удобной форме было разработано специализированное программное обеспечение с среде MatLab 6.

**Основной результат**

Пусть в ходе проведения эксперимента получена случайная выборка объемом $n$:
$X_1, X_2, \ldots X_n$ и данные наблюдений упорядочены по возрастанию, т.е. $X_1 < X_2 < \ldots < X_n$.

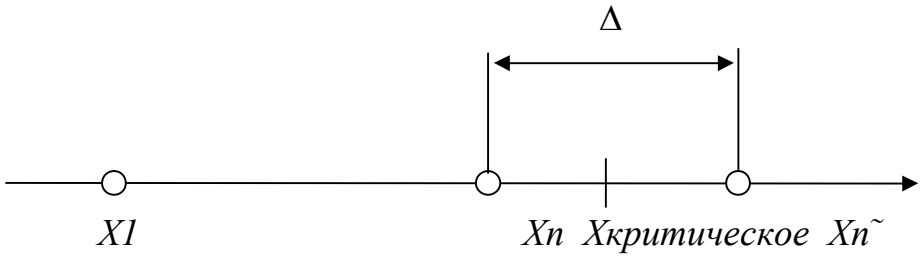



**Рисунок 1.** Расположение результатов эксперимента после построения вариационного ряда.

Так как мы имеет идеализированный случай, $x_n$ находится в пределах допустимой вероятности, т.е. $x_n < x_{кр}$ и это значение не является выбросом. Тогда при проверке на наличие выброса по критерию Граббса расчетное значение

$$G_p = \frac{(x_n - \bar{x})}{S} < G_{кр} \qquad (1)$$

где

$$\bar{x} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i \qquad (2)$$

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{i=1}^{n}(x_i - \bar{x})^2} \qquad (3)$$

Теперь будем вводить в уже имеющуюся выборку значения $\tilde{x}_n = x_n + \Delta > x_{критическое}$ которые превышают значение $\boldsymbol{x_{критическое}}$ и это значение в действительности является выбросом.

После всех преобразований приходим к формуле:

$$\tilde{G}_p = \frac{(x_n - \bar{x}) + \frac{\Delta}{n}(n-1)}{\sqrt{S^2 + 2\frac{\Delta}{n-1}(x_n - \bar{x}) + \frac{\Delta^2}{n}}} \qquad (4)$$

Проанализируем последнее выражение. При малых значениях n второе слагаемое под корнем не только будет влиять на значение знаменателя, но и будет иметь больший вес, чем дополнительное слагаемое в числителе, т.к. делится на (n - 1), а числитель делится на n. Таким образом, числитель выражения (4) увеличивается на слагаемое $\frac{\Delta}{n}$, в то время как знаменатель увеличивается на большее значение, т.к. $\frac{\Delta}{n-1} > \frac{\Delta}{n}$, при больших значениях этим неравенством можно пренебречь, однако при малом количестве проведенных испытаний (объем выборки n = 3 – 5) разница довольно заметна. Поэтому, при изменении $\Delta = \tilde{x} - x_n$ в определенных диапазонах, значение $\tilde{G}_p$ может быть меньше, чем $G_{табл}$ и критерий Граббса не сможет определить этот выброс.

Зафиксируем размер выборки ***n*** и будем изменять Δ для того, чтобы определить начиная с какого значения при данном объеме выборки критерий Граббса способен почувствовать специально введенный нами в выборку выброс. По полученным, в результате моделирования, данным составлена таблица зависимостей:

**Таблица 1.** Определение значений критерия Граббса для малых объемов выборок в зависимости от значения Δ.

| ***n*** | ***Gtabl (5%)*** | ***Gtabl( 1%)*** | ***Gmean*** | ***Δ*** | ***Вывод*** |
|---|---|---|---|---|---|
| *10* | 2,290 | 2,482 | 2,299325 | *1,8* | *квазивыброс* |
| | | | 2,499651 | *2,9* | *выброс* |
| *9* | 2,215 | 2,387 | 2,219882 | *1,9* | *квазивыброс* |
| | | | 2,395924 | *3,2* | *выброс* |
| *8* | 2,1260 | 2,274 | 2,128652 | *2* | *квазивыброс* |
| | | | 2,280164 | *3,5* | *выброс* |
| *7* | 2,020 | 2,139 | 2,024423 | *2,3* | *квазивыброс* |
| | | | 2,143805 | *4,1* | *выброс* |
| *6* | 1,9730 | 1,8870 | 1,897215 | *2,9* | *квазивыброс* |
| | | | 1,975142 | ***5,3*** | ***выброс*** |
| *5* | 1,7150 | 1,7640 | 1,719184 | *3,8* | *квазивыброс* |

| *n* | *Gtabl (5%)* | *Gtabl( 1%)* | *Gmean* | *Δ* | *Вывод* |
|---|---|---|---|---|---|
| | | | 2,764093 | *7,7* | *выброс* |
| *4* | 1,4810 | 1,4960 | 1,481504 | *6,4* | *квазивыброс* |
| | | | 1,496065 | *16,2* | *выброс* |
| *3* | 1,155 | 1,155 | 1,1547 | *100* | ∅ |
| | | | 1,1547 | ∞ | ∅ |

Решение о том, что является выбросом и квазивыбросом принимается на омнове рекомендаций приведенных в ГОСТ ИСО 5725-2-2002.

Как видно из таблицы 1, после выхода критерия Граббса на значение 1,1547 для любых значений Δ дальнейшего приращения не наблюдается. То есть, каким бы ни было значение выброса, при объеме выборки в три измерения критерий не сможет определить выброс. График распределения значений Критерия Граббса для объема выборки три измерения в зависимости от изменения значения приращения Δ показан на рисунке 2.

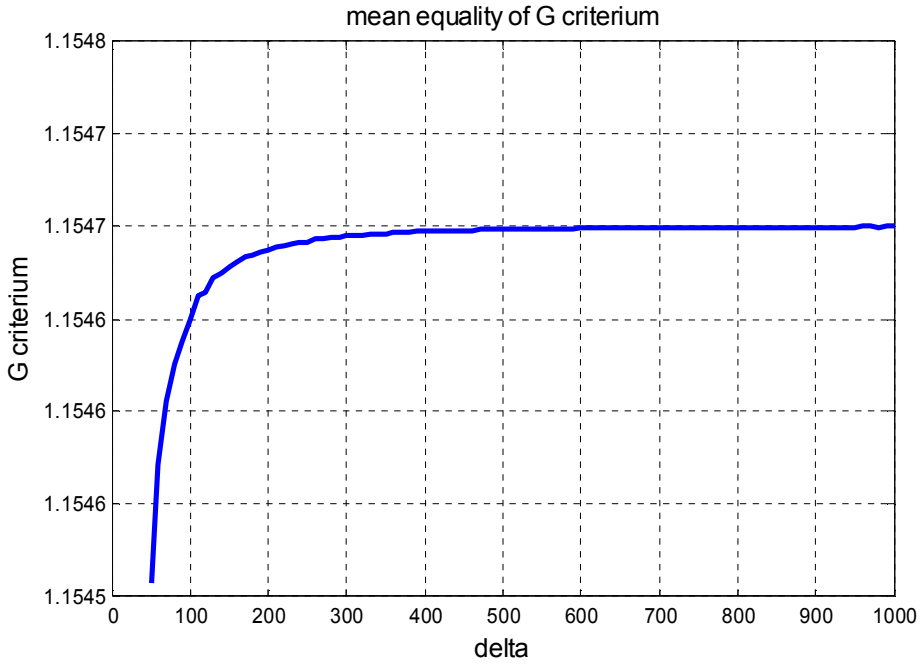



**Рисунок 2.** Значения критерия Граббса в зависимости в значений приращения Δ.

Для того, чтобы объяснить полученные результаты рассмотрим отдельно как изменяются числитель и знаменатель формулы (4). Для этого зафиксируем значения дельта, будем изменять ее для всех объемов выборок от 0.1σ до 10σ с шагом 0.1

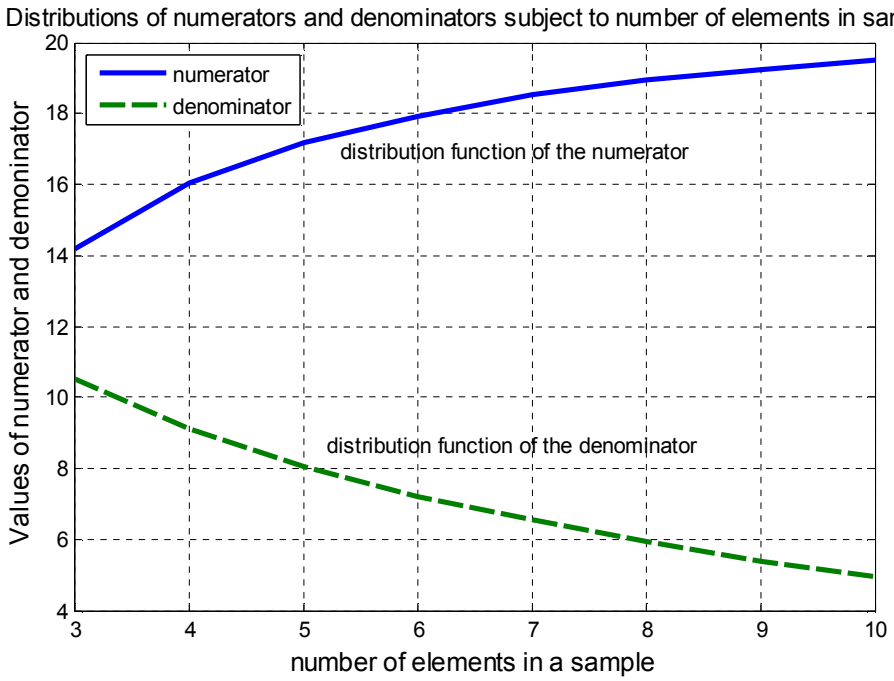



**Рисунок 3.** Функции распределения числителя и знаменателя в формуле (4) для вычисления критерия Граббса для различных объемов выборок**.**

Как видно из рисунка 3 функция распределения числителя уменьшается при уменьшении количества измерений в выборке, а функция распределения знаменателя увеличивается, что влечет за собой нечувствительность критерия Граббса определить резко выделяющееся наблюдение.

Приведем общую картину зависимости критерия Граббса от количества элементов в выборке и от изменения дельта.

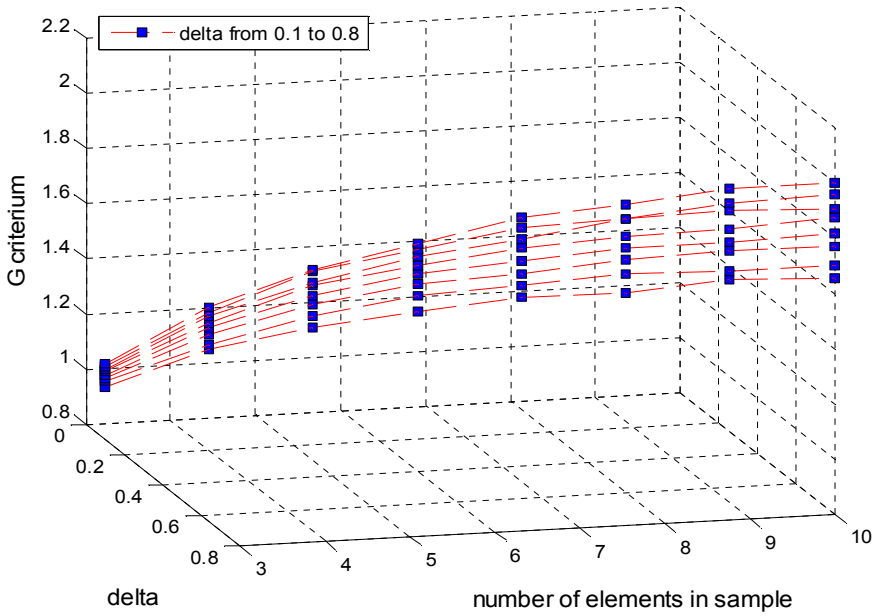



**Рисунок 4.** Функции распределения зависимостей критерия Граббса от объемов выборок и значения Δ.

## Выводы

На основе проделанной работы можно сделать выводы о том, что размер выборки имеет большое влияние на чувствительность критерия Граббса к наличию в выборке резко выделяющегося наблюдения. А именно, при объеме выборки в три измерения критерий остается не чувствительным к каким-либо отклонениям $\Delta$.

## Библиографический список


[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] А.Ф. Дащенко, В.Х. Кириллов, Л.В. Коломиец, В.Ф. Оробей MATLAB в инженерных и научных расчетах, Одесса «Астропринт», 2003. 212с.

УДК 519.23

# ОСОБЕННОСТИ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ЛАБОРАТОРНЫХ ИСПЫТАНИЙ (ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКИХ ЗАДАЧ).

Рековец Н.А.

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»
г.Киев, Украина

# PECULIARITIES OF THE QUALITY CONTROL OF PREPRODUCTION TESTING (FOR ENGINEERING PROBLEMS).

Rekovets N.

National Technical University of Ukraine
«Kiev Polytechnic Institute»
Kiev, Ukraine
natalotschka@gmail.com

**Введение**

В настоящее время проводиться многогранная и сложная работа по обеспечению единства измерений. В стране важнейшее место отводится разработке и аттестации методик выполнения измерений (МВИ). Об этом достаточно наглядно свидетельствует тот факт, что в законе Украины"Об обеспечении единства измерений" включена отдельная 10 статья, которая гласит: "Измерения должны осуществляться в соответствии с аттестованными в установленном порядке методиками выполнения измерений".

По данным [11] отсутствие надлежащего внутрилабораторного обеспечения качества в большинстве национальных лабораторий Украины является одним из определяющих факторов, которые отрицательно сказываться на компетентности лабораторий. Поэтому каждая лаборатория должна установить, внедрить и поддерживать систему качества[1] которая позволила бы получить точные и достоверные результаты во время проведения испытаний.

Для обеспечения контроля качества внутрилабораторных испытаний (которые в свою очередь влияют на воспроизводимость[5] результатов при межлабораторном сличении) исследуется мониторинг повторяемости в лаборатории и проводиться анализ результатов. Лаборатория должна обнаруживать тенденции и, по возможности, использовать статистические методы для обеспечения качества выполнения методик испытаний. Одним из наиболее эффективных статистических инструментов для этого являются контрольные карты (КК).

**Основные цели**

Согластно ГОСТ Р ИСО/МЭК 17025-2000. Лаборатория должна работать на достойном уровне и осуществлять удовлетворительный внутренний контроль качества.[1]Поэтому при проведение мониторинга внутрилабораторных испытаний должен использоваться метод,который позволил бы обеспечить стабильное, в течение длительного времени, среднее значение измеряемой характеристики и прецизионность в условиях повторяемости.

Методы внутреннего контроля качества базируются на анализе таких показателей, как правильность и воспроизводимость измерений по средним значениям: метод геометрического движущего среднего, правила Western Electric, правила Вестгарда. Меньше вариантов у контроля сходимости, которую контролируют по размахам. Графической формой внутрилабораторного контроля является использование различных видов контрольных карт[7].

Для количественной оценки выполняемого лабораторией метода измерений необходимо провести контрольный эксперимент. Это может быть сделано в пределах лаборатории, используя стандартные образцы , либо посредством сопоставления с лабораторией высокого рейтинга .[ 5]

Для определения рейтинга и квалификационного уровня лаборатории необходимо представить стандартный метод расчета пределов повторяемости (сходимости) и воспроизводимости и описать способ оценки стабильности результатов, получаемых в пределах одной лаборатории за определенный период времени, и таким образом внедрить метод "контроля качества" операций в пределах этой лаборатории.

**Описание методов**

Для получения результата испытаний необходимо реализовать процедуру измерения, которая, как известно, сопровождается погрешностями. Множество факторов может влиять на расхождение (рассеяние) результатов измерения. Среди них можно выделить пять основных: оператор, используемое оборудование, калибровка оборудования, окружающая среда (температура, влажность, загрязнение воздуха и т.д.), время, прошедшее между измерениями.

Считают, что погрешность измерений может быть разделена на:

- погрешность, вызываемую *случайными причинами* (прецизионность), и
- погрешность, вызываемую *систематическими причинами* (правильность).

Согласно рекомендациям, которые приведены в ГОСТ Р ИСО 5725-6-2002 для внутрилабораторного контроля правильности, прецизионности и воспроизводимости исследований оптимальным является использование контрольных карт(КК).

Цель контрольных карт - обнаружить неестественные изменения в данных из повторяющихся процессов и дать критерии для обнаружения

отсутствия статистической управляемости. Процесс находится в статистически управляемом состоянии, если изменчивость вызвана только случайными причинами. При определении этого приемлемого уровня изменчивости любое отклонение от него считают результатом действия особых причин, которые следует выявить, исключить или ослабить[2].

Контрольная карта - это график значений определенных характеристик подгрупп в зависимости от их номеров. Она имеет центральную линию (CL), соответствующую эталонному значению характеристики. При оценке того, находится ли процесс в статистически управляемом состоянии, эталонным обычно служит среднее арифметическое рассматриваемых данных. КК имеет две статистические определяемые контрольные границы относительно центральной линии, которые называются верхней контрольной границей (UCL) и нижней контрольной границей (LCL) (Рис. 1)[4].

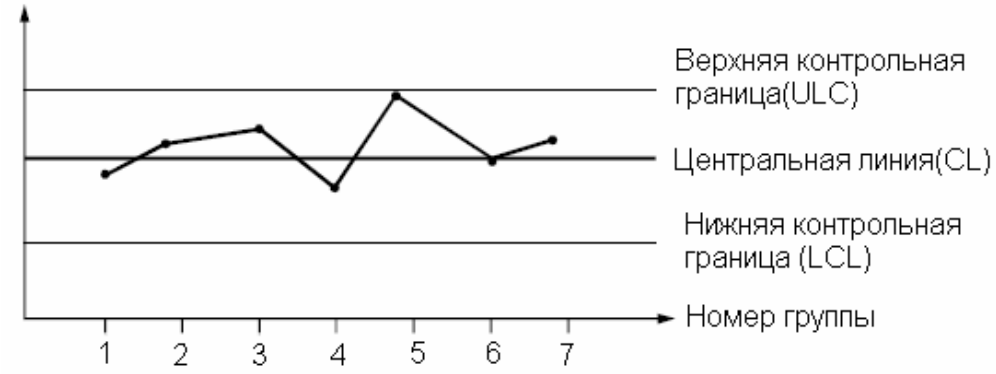



**Рисунок 1.** Вид контрольной карты

Контрольные границы на контрольной карте находятся на расстоянии 3σ от центральной линии, где σ - генеральное стандартное отклонение используемой статистики и для данного вида карты оценивается размахом средних [10]

Изменчивость внутри подгрупп является мерой случайных вариаций. Для получения оценки σ вычисляют выборочное стандартное отклонение или умножают выборочный размах на соответствующий коэффициент. Эта мера оценивает только изменчивость внутри подгрупп. Границы ±3σ указывают, что около 99,7 % значений характеристики подгрупп попадут в эти пределы при условии, что процесс находится в статистически управляемом состоянии. Другими словами, есть риск, равный 0,3 % , что нанесенная точка окажется вне контрольных границ, когда процесс стабилен. Часто на контрольной карте границы проводят еще и на расстоянии 2σ. Тогда любое выборочное значение, попадающее за границы 2σ, может служить предостережением о грозящей ситуации выхода процесса из состояния статистической управляемости. Поэтому границы ±2σ иногда называют «предупреждающими»[6].

При применении КК возможны два вида ошибок:

**Первый вид** - изменчивость из-за «случайных (обычных) причин», обусловленная бесчисленным набором разнообразных причин, присутствующих постоянно, которые нелегко или невозможно выявить. Каждая

из таких причин составляет очень малую долю общей изменчивости, и ни одна из них не значима сама по себе. Тем не менее сумма всех этих причин измерима и предполагается, что она внутренне присуща процессу. Исключение или уменьшение влияния обычных причин требует управленческих решений и выделения ресурсов на улучшение процесса и системы[4].

**Второй вид** - реальные перемены в процессе. Они могут быть следствием некоторых определяемых причин, не присущих процессу внутренне и могут быть устранены, по крайней мере, теоретически. Эти выявляемые причины рассматриваются как «неслучайные» или «особые» причины изменения. К ним могут быть отнесены поломка инструмента, недостаточная однородность материала, производственного или контрольного оборудования, квалификация персонала, невыполнение процедур и т.д[4].

Мерой оценки прецизионности является среднеквадратическое отклонение (СКО)[3]:

$\sigma_r$ - СКО повторяемости;

$\sigma_R$ - СКО воспроизводимости;

$\sigma_{R.л}$ - СКО внутрилабораторной прецизионности.

СКО характеризует разброс любого результата из ряда наблюдений относительно среднего результата анализа ( $X$ ) и обозначается $S$ .

Выборочное $S$ рассчитывают по формуле

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N}(X_i - \bar{X})^2}{N-1}},$$

где

$X_i$ - результат $i$ - определения;

$\bar{X}$ - среднее арифметическое результатов параллельных определений.

N - количество параллельных определений.

Оценка $\sigma$ производится по выборочному среднеквадратическому отклонению $S$

$$\sigma \sim S \ ,$$

где $\sigma$ - генеральная совокупность результатов измерений.

Проверка стабильности этих результатов измерений и оценка их стандартного отклонение повторяемости проводиться при построение и анализе карт размахов. [ 4,12]

$$R_i = \left| X_i - X_{i-1} \right|$$

$$\bar{R} = \frac{\sum_{i=1}^{n} R_i}{N},$$

где $R_i$ - $i$ -тое значение размаха;

$\bar{R}$ - среднее арифметическое размахов .

Для интерпретации хода процесса по контрольным карта существует набор из восьми дополнительных критериев(особых структур)[13].

Для того, что бы определить правильность проведения исследований необходимо проанализировать и произвести проверку особых структур, которые могут возникать при построении КК .

Обычно для задания критериев поиска серий область контрольной карты (рис.1) над центральной линией и под ней делится на три "зоны" **Зоны A, B, C** (рис2).

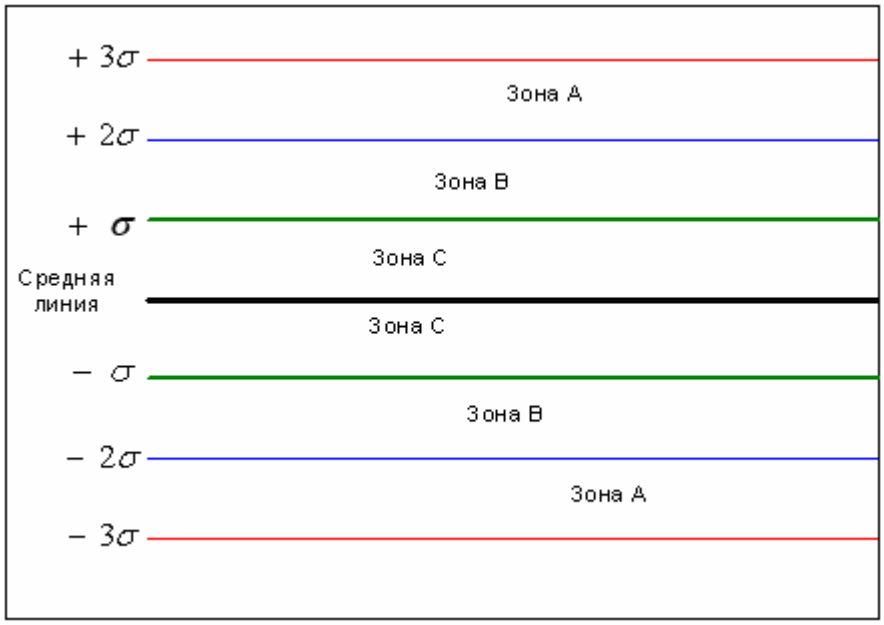



**Рисунок 2.** КК поделенная на три основные зоны

По умолчанию, зона A определяется как область, расположенная на расстоянии от $2\sigma$ до $3\sigma$ по обе стороны от центральной линии. Зона B определяется как область, отстоящая от центральной линии на расстояние от $1\sigma$ до $2\ \sigma$, а зона C - как область, расположенная между центральной линией по обе ее стороны и ограниченная прямой, проведенной на расстоянии одной сигма от центральной линии.

*Первый критерий:* **1 точка вне зоны A**

*Второй критерий*: **9 точек в зоне C или за ее пределами (с одной стороны от центральной линии).** Если этот критерий выполняется (т.е. если на контрольной карте обнаружено такое расположение точек), то делается вывод о возможном изменении среднего значения процесса в целом.

*Третий критерий*: **6 точек монотонного роста или снижения, расположенные подряд.** Выполнение этого критерия сигнализирует о сдвиге среднего значения процесса. Часто такой сдвиг обусловлен изнашиванием инструмента, ухудшением технического обслуживания оборудования, повышением квалификации рабочего и т.п. [13]

*Четвертый критерий*: **14 точек подряд в "шахматном" порядке (через одну над и под центральной линией).** Если этот критерий выполняется, то это указывает на действие двух систематически изменяющихся причин, которое приводит к получению различных результатов.

*Пятый критерий*: **2 из 3-х расположенных подряд точек попадают в зону А или выходят за ее пределы.** Этот критерий служит "ранним предупреждением" о начинающейся разладке процесса.

*Шестой критерий*: **4 из 5-ти расположенных подряд точек попадают в зону В или за ее пределы.** Как и предыдущий, этот критерий может рассматриваться в качестве индикатора - "раннего предупреждения" о возможной разладке процесса. Процент принятия ошибочного решения о наличии разладки процесса для этого критерия также находится на уровне около 2%.

*Седьмой критерий*:**15 точек подряд попадают в зону С (по обе стороны от центральной линии).** Выполнение этого критерия указывает на более низкую изменчивость по сравнению с ожидаемой (на основании выбранных контрольных пределов).

*Восьмой критерий*:**8 точек подряд попадают в зоны В, А или выходят за контрольные пределы, по обе стороны от центральной линии (без попадания в зону С).** Выполнение этого критерия служит свидетельством того, что различные выборки подвержены влиянию различных факторов, в результате чего выборочные средние значения оказываются распределенными по бимодальному закону.

Этот набор критериев можно принять за основу, т.е. при получении тренда характер которого соответствует критериям особых причин («тревожных признаков») , можно утверждать, что процесс не стабилен. Но пользователи должны обращать внимание на любую необычную структуру точек , которая может указывать на появления особых(неслучайных) причин.
Для того, что бы проанализировать все 8 «тревожных признаков и убедиться в том, что они действительно свидетельствуют о выходе процесса из состояния равновесия необходимо проанализировать их по следующим правилам:

Правила **Western Electric Company (WECO) Rules** [14] основаны на вероятностях. Известно, что для нормального распределения, возможность выхода точки за пределы ±3 σ составляет 0.3%. Такое событие происходит редко. Следовательно, если точка вышла за контрольные пределы, делаться вывод, что процесс сместился и является нестабильным. Вероятность попадания двух из трех точек в ряд между 2σ и 3 σ, а также вероятность попадания четырех из пяти точек в ряд между 1σ и 2σ и вероятность, что 8 точек в ряд по одну сторону от центральной линии и не выходят за границу σ также составляет около 0.3%[7].Все выше описанные случаи свидетельствую о том, что процесс выходит из состояния статистической управляемости.[15]

**Правила Вестгарда**

**1.** (3σ) - последняя точка лежит выше контрольного предела $(\bar{\bar{X}}+3\sigma)$ или ниже контрольного предела $(\bar{\bar{X}}-3\sigma)$, $\bar{\bar{X}}$ -средняя линия.Этот признак используется в ГОСТ Р ИСО 5725-6-2002;

**2**.(2σ) - два последовательных результата, включая последний, лежат выше контрольного предела $(\bar{\bar{X}}+2\sigma)$ или ниже контрольного предела $(\bar{\bar{X}}-2\sigma)$;

**3.** (4σ) - разность между последней и предыдущей точками по абсолютной величине превышает 4σ;

**4**.(1σ) - четыре последовательных точки, включая последнюю, лежат выше контрольного предела $(\overline{\overline{X}}+\sigma)$ или ниже контрольного предела $(\overline{\overline{X}}-\sigma)$;

**5.** десять последовательных точек, включая последнюю, лежат выше (или ниже) среднего значения $(\overline{\overline{X}})$.

Если хотя бы один из этих признаков выявлен, то процесс измерений вышел из-под контроля. Необходимо повторить последние исследования после выявления и устранения источника выявленной погрешности.

Контрольные карты весьма информативны. Отметим, что то, какой именно контрольный признак выявлен, является указанием на тип происшедшего события (скачок, сдвиг, дрейф и т.д.). [8,9].

**Выводы**

На основании выше изложенных теоретических данных планируется разработать программное обеспечение, которое позволит получить метод контроля качества при проведение внутрилабораторных испытаний. В дальнейшем данный метод может быть использован для определения рейтинга и квалификационного уровня лаборатории в условиях повторяемости (сходимости) и воспроизводимости, что позволит описать способ оценки стабильности результатов, получаемых в пределах одной лаборатории за определенный период времени, и таким образом внедрить метод "контроля качества" .

Данное программное обеспечение позволит не только строить, но и анализировать КК на соответствие критериям особых причин и делать заключения относительно состояния "статистической управляемости" процесса испытаний.А так же контролировать систематическую погрешность и промежуточную прецизионность по средним значениям,
вести контроль повторяемости (сходимости) по размахам (расхождениям) с графическим представлением данных в форме соответствующих контрольных карт [5],выявлять «тревожные признаки», указывающие на возможный выход процесса измерений из-под контроля в будущем (для принятия профилактических мер); проводить упрощенную оценку качества исследований.

Внедрения результатов данного исследования при мониторинге внутрилабораторных испытаний существенно упростит и ускорит процесс анализа и обработки данных, полученных в ходе практически любого эксперимента.

**Библиографический список**

[1] ГОСТ Р ИСО/МЭК 17025-2000 «ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К КОМПЕТЕНТНОСТИ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ И КАЛИБРОВОЧНЫХ ЛАБОРАТОРИЙ» Москва, Издательство стандартов, 2000 г

[2] ГОСТ Р 50779.40-99 «СТАТИСТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ. КОНТРОЛЬНЫЕ КАРТЫ. ОБЩЕЕ РУКОВОДСТВО И ВВЕДЕНИЕ», Москва, Издательство стандартов, 1999 г
[3] ГОСТ Р 50779.41-96 (ИСО 7873-93) Статистические методы. Контрольные карты для арифметического среднего с предупреждающими границами, Москва, Издательство стандартов, 1999 г
[4] ГОСТ Р 50779.42-99 «Контрольные карты Шухарта», Москва, Издательство стандартов, 1999 г
[5] ГОСТ ИСО 5725-6-2000 ТОЧНОСТЬ (ПРАВИЛЬНОСТЬ И ПРЕЦИЗИОННОСТЬ) МЕТОДОВ И РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ, Москва, Издательство стандартов, 2000 г
[6] ИСО 8258-91 Контрольные карты Шухарта
[7] МИ 2336-2002 «Показатели точности, правильности, прецизионности методик количественного химического анализа. Методы оценки.» Екатеринбург, 2002
[8] Дворкин В.И. // Партнеры и конкуренты. 2000.№ 4. С. 30-39.
[9] Дворкин В.И. // Журнал аналитической химии. 2001, т. 56, N 7, с. 690-703.
[10] Джонсон, Норманн, Лион «Статистика и планирования эксперимента в технике и науке» М. Мир , 1981, 516с
[11] Новіков В.М. Никитюк О.А. Розробка систем якості та аналіз вимог ISO\IEC 17025 –К.,”Нора-прінт”, 2002, 226 с.
[12] Смирнов Н.В. Дунин-Барковский И.В. "Курс теории вероятностей и математической статистики для технических приложений". М.: Наука, 1965. 511с.
[13] Nelson, L. S. (1984), "The Shewhart Control Chart -Tests for Special Causes," Journal of Quality Technology, 15, 237 -239.
[14] http://en.wikipedia.org/wiki/Western_Electric_rules
[15] http://www.itl.nist.gov/div898/handbook/pmc/section3/pmc32.htm

УДК 621.317.08

# ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ КАНАЛЫ НЕЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН НА ОСНОВЕ МИКРОКОНВЕРТОРОВ СЕРИИ ADUC8XX.

В.В. Литвих, И.С. Петрунина

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»,
г. Киев, Украина

# NONELECTRICAL QUANTITY MEASURING CHANNELS BASED ON ADUC8XX MICROCONVERTERS.

V.V. Litvikh, I.S. Petrunina

litvikh@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Целью создания измерительных систем является получение сигнала измерительной информации об определенных физических величинах. В большинстве современных измерительных систем этот сигнал представляет собой кодовый сигнал измерительной информации. Основой любой измерительной системы является измерительный канал (ИК) – совокупность средств измерительной техники, средств связи и других технических средств, предназначенная для создания сигнала измерительной информации об одной измеряемой физической величине [1].

Среди физических величин наиболее обширную группу составляют неэлектрические величины (например – температура, давление, сила, влажность и т.п.). Особенностью ИК для получения сигнала измерительной информации о таких величинах является многообразие как первичных измерительных преобразователей (датчиков, сенсоров) – т.е. измерительных преобразователей, которые первыми взаимодействуют с объектом измерения, так и вторичных измерительных преобразователей.

Структура вторичных измерительных преобразователей определяется типом первичного измерительного преобразователя, который преобразует определенную физическую величину в некоторый электрический сигнал.

Так, например, в ИК, предназначенных для получения сигнала измерительной информации о температуре в диапазоне от –200 °С до +1000 °С в качества первичных измерительных преобразователей обычно используются термоэлектрические преобразователи типа ТХА (тип *K* в соответствии с ANSI); в диапазоне от –200 °С до +600 °С - термоэлектрические преобразователи типа ТХК (тип *E* в соответствии с ANSI) [2,3]. Особенностью термоэлектрических преобразователей является, во первых, малый уровень термо-ЭДС на их выходе, а во вторых – необходимость компенсации температуры свободного (холодного) спая. Поэтому вторичный измерительный преобразователь в таких измерительных каналах должен включать в себя высококачественный

(прецизионный) усилитель постоянного напряжения (с малым напряжением смещения и малым дрейфом напряжения смещения), а также схему для компенсации температуры холодного спая (например – на основе некоторого низкотемпературного датчика температуры с последующим вторичным измерительным преобразователем).

В качестве первичных измерительных преобразователей для получения сигнала измерительной информации о температуре в диапазоне от –260 °С до +1100 °С могут использоваться термометры сопротивления – платиновые (типа ТСП), медные (типа ТСМ). Принцип действия этих датчиков основан на изменении сопротивления термометра в зависимости от температуры. Для того, чтобы преобразовать сопротивление датчика в напряжение постоянного тока, вторичный измерительный преобразователь должен содержать источник стабильного постоянного тока, при протекании которого через термометр сопротивления на нем будет выделяться постоянное напряжение, а также усилитель постоянного напряжения в случае, если номинальное выходное напряжение недостаточно для преобразования последующими измерительными преобразователями.

Современные полупроводниковые датчики температуры предназначены для использования в диапазоне относительно низких температур –55 °С до +150 °С. В некоторых типах таких датчиков (например – TMP17, AD592 фирмы Analog Devices) выходным сигналом, пропорциональным температуре, является постоянный ток, для преобразования которого в постоянное напряжение в качестве вторичного измерительного преобразователя рекомендуется использовать преобразователь тока в напряжение на основе операционного усилителя с параллельной отрицательной обратной связью. В датчиках типа TMP35, TMP36, TMP37, ADT45, ADT50 фирмы Analog Devices выходным сигналом, пропорциональным температуре, является напряжение постоянное напряжение. При этом в зависимости от номинального коэффициента преобразования (обычно – 10-20 мВ/°С), от напряжения, соответствующего температуре 25 °С (обычно – 250 мВ, 500 мВ или 750 мВ), от максимальной входной температуры в качестве вторичного измерительного преобразователя может использоваться некоторая разновидность мостовой схемы включения датчика в сочетании с дифференциальным усилителем постоянного напряжения.

В ИК, входной величиной которых является механическое напряжение, сила, давление, или такой параметр некоторой газообразной или жидкой среды, как расход, в качестве первичных измерительных преобразователей наибольшее распространение получили датчики на основе мостовых схем (резистивные, полупроводниковые, пьезоэлектрические). Для таких типов датчиков в состав вторичного измерительного преобразователя должен входить в качестве источника питания источник (стабильного) опорного постоянного напряжения (если для функционирования датчика рекомендуется режим заданного напряжения), либо источник опорного постоянного тока (если

рекомендуется режим заданного тока), а также прецизионный дифференциальный усилитель постоянного напряжения.

Перечисленные неэлектрические величины и используемые для них первичные и вторичные измерительные преобразователи ни в коем случае не претендуют на полноту обзора, а имеют цель продемонстрировать многообразие технических решений, которые используются при реализации вторичных измерительных преобразователей. Так датчики перемещения и вращения сами по себе представляют достаточно обширный класс первичных измерительных преобразователей, использующий различные принципы действия (например – потенциометрические датчики перемещения и датчики перемещения на основе линейных изменяемых дифференциальных трансформаторов, оптические датчики вращения и датчики на основе эффекта Холла, и т.п.).

Для измерительных каналов, выходной сигнал которых - кодовый сигнал измерительной информации, практически обязательным блоком является аналого-цифровой преобразователь (АЦП), а также некоторые аппаратные средства, обеспечивающие реализацию определенного протокола обмена данными в составе системы.

С появлением на мировых рынках микросхем фирмы Analog Devices серии ADuC8XX (которые получили название MicroConverter™ – микроконвертор) реализация различных ИК, особенно – ИК неэлектрических величин существенно упростилась. Это объясняется тем, что микроконверторы серии ADuC8XX представляют собой законченную систему сбора данных на одном кристалле (микроконтроллер, Flash-память, аналого-цифровой преобразователь, цифро-аналоговый преобразователь, ряд дополнительных электронных блоков) [4].

В качестве наиболее наглядного примера можно привести структурную схему микроконвертора типа ADuC824 (рис.1).

В состав этого типа микроконвертора входят:

- два сигма-дельта АЦП – основной, с разрешающей способностью от 13 до 24 бит, и дополнительный - с разрешающей способностью 16 бит; PGA - предварительный дифференциальный входной усилитель с программируемым коэффициентом усиления (дрейф напряжения смещения – 1 мкВ/°С); источник опорного напряжения 1,25 В (температурный коэффициент напряжения ≤100 ppm/°С); два источника стабильного тока 200мкА (температурный коэффициент тока ≤ 200 ppm/°С); 12-разрядный цифро-аналоговый преобразователь; датчик температуры (погрешность ±2°С).

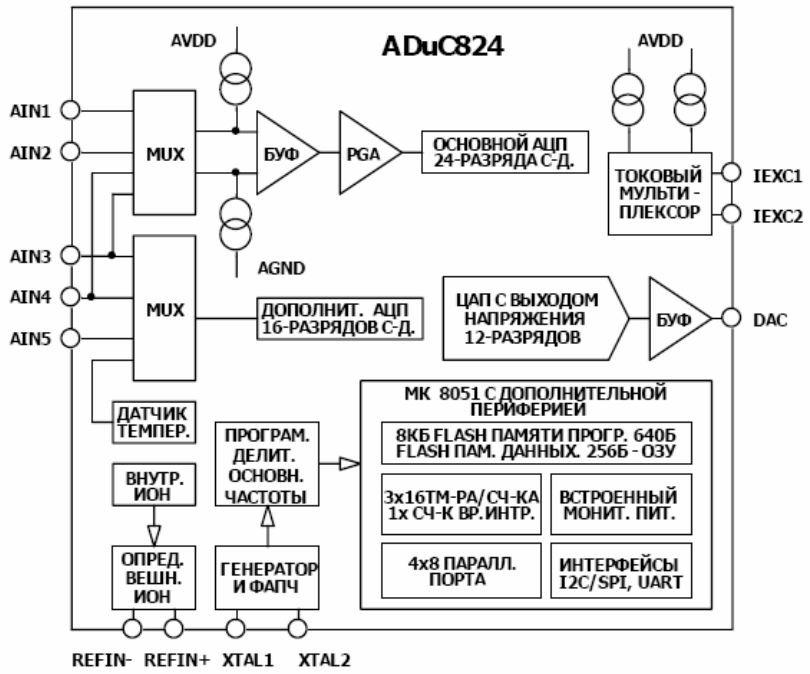



**Рисунок 1.** Структурная схема микроконвертора фирмы Analog Devices типа ADuC824

Перечисленные блоки позволяют либо непосредственно, либо с небольшим количеством внешних компонентов реализовать практически все упомянутые выше типы вторичных измерительных преобразователей.

Особенностью цифровой части микроконверторов серии ADuC8XX является:

- ядро – микроконтроллер 8052 (система команд, совместимая с набором 8051);
- контроллеры последовательных портов (асинхронный последовательный порт (UART); синхронный последовательный порт (SPI или $I^2C$)); 8-К Flash/EE - памяти программ; четыре параллельных порта ввода-вывода.

Наличие в составе микроконверторов серии ADuC8XX мощного процессорного ядра позволяет эффективно использовать различные алгоритмы коррекции характеристики преобразования ИК с целью уменьшения влияния различных составляющих его погрешности (аддитивной, мультипликативной, а также погрешности нелинейности). Это актуально, поскольку перечисленные выше первичные измерительные преобразователи принципиально имеют определенную погрешность нелинейности.

**Библиографический список**

[1] ДСТУ 2681 – 94 «Метрологія. Терміни та визначення.», Київ, Держстандарт України- 68 с.

[2] Б.Н. Олейник, С.И. Лаздина, В.П. Лаздин, О.М. Жагулло. Приборы и методы температурных измерений: Учебное пособие.- М: Изд-во стандартов, 1987. - 296с.

[3] Practical Design Techniques for Sensor Signal Conditioning. – Analog Devices Technical Reference Books. Published by Analog Devices.

[4] Precision Analog Microcontrollers. - Analog Devices, 2004 (http://www.analog.com).

УДК 681.511

# КЛАССИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КАНАЛА, КОТОРЫЕ УЧИТЫВАЮТ ОПРЕДЕЛЕННЫЙ ТИП ИХ ПОГРЕШНОСТИ НЕЛИНЕЙНОСТИ

В.В. Литвих, Т.П. Фесюк

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»,
г. Киев, Украина

# THE CLASSIFICATION OF CONVERSION RESPONSE MATHEMATICAL MODELS BASED ON THE TYPE OF MEASURING CHANNEL NONLINEARITY ERRORS

V.V. Litvikh, T.P. Fesyuk

litvikh@aer.ntu-kpi.kiev.ua

Повышение точности измерений является одной из самых приоритетных задач информационно-измерительной техники. Любое электронное средство измерения (СИ) представляет собой последовательное соединение измерительного канала (ИК) и показывающего устройства, с помощью которого создается визуальный сигнал измерительной информации. Повышение точности СИ связано в первую очередь с уменьшением влияния погрешностей ИК. Для решения задачи повышения точности ИК путем уменьшения влияния систематических и дрейфовых составляющих инструментальных погрешностей ИК используются различные методы – конструкторские, технологические, схемотехнические, структурно-алгоритмические. Именно структурно-алгоритмические методы повышения точности позволяют зачастую достичь наилучших результатов.

Определение некоторых понятий, которые отсутствуют в [1], и которые используются по тексту в соответствие с [2], приведены далее. Номинальная (статическая) характеристика преобразования (НХП) ИК - зависимость значения выходного сигнала $y$ ИК от значения входной физической величины $x$ ИК при статических измерениях, которую приписывают ИК в виде формулы. В ИК, которые предназначены для измерения (преобразования) неэлектрических величин, вид НХП ИК обычно определяется видом НХП первичного измерительного преобразователя – датчика. В большинстве случаев это линейная характеристика. Поэтому НХП ИК может иметь вид функции $f_N(x) = K_N x$, $x \in [x_H, x_K]$ (где $K_N$ - номинальный коэффициент преобразования ИК; $[x_H, x_K]$ - диапазон измерений, ограниченный начальным $x_H$ и конечным $x_K$ значениями входной физической величины). Для некоторых типов датчиков НХП (например – для термоэлектрических термометров сопротивления) НХП ИК имеет вид: $f_N(x) = K_N x^2$, $x \in [x_H, x_K]$.

Реальная (статическая) характеристика преобразования (РХП) ИК – зависимость значения выходного сигнала $y$ ИК от значения входной физической величины $x$ ИК при статических измерениях в реальных условиях применения ИК и которую задают в виде математической модели (формулы), графической модели (графика) или в виде таблицы.

Математическая модель РХП ИК может быть представлена в виде функции $f_R$ следующего вида:

$$f_R(x) = f_N(x)(1+\gamma) + \Delta_Y + \Delta_H(x),\ x \in [x_H, x_K], \quad (1)$$

где $\gamma$ - относительная мультипликативная погрешность; $\Delta_Y$ – абсолютная аддитивная погрешность по выходу; $\Delta_H(x)$ – погрешность нелинейности.

Исходя из вида математической модели (1) можно дать определение еще одного важного понятия, которое отсутствует в ДСТУ 2681-94 [1]: абсолютная погрешность ИК по выходу - это разница между РХП и НХП ИК, которую задают в виде математической модели (формулы), графической модели (графика) или в виде таблицы.

Математическую модель абсолютной погрешности $\Delta_Y(x)$ ИК по выходу можно представить в виде функции: $\Delta_Y(x)$:

$$\Delta_Y(x) = f_R(x) - f_N(x) = f_N(x)\gamma + \Delta_Y + \Delta_H(x),\ x \in [x_H, x_K]. \quad (2)$$

Учитывая вид модели (2) можно утверждать, что систематическая составляющая основной погрешности $\Delta_{0s}$ ИК также является функцией (обозначение систематической составляющей основной погрешности дано в соответствии с рекомендациями ГОСТ 8.011–86 ГСИ) $\Delta_{0s} \equiv \Delta_{0s}(x),\ x \in [x_H, x_K]$, параметрами которой являются систематические составляющие соответствующих погрешностей ИК:

$$\Delta_{0s}(x) \equiv \Delta_{Y.s}(x) = f_N(x)\gamma_s + \Delta_{Y.s} + \Delta_{H.s}(x),\ x \in [x_H, x_K]. \quad (3)$$

Поскольку систематические составляющие мультипликативной $\gamma_s$ и абсолютной аддитивной по выходу $\Delta_{Y.s}$ погрешностей ИК могут быть определенным образом уменьшены (например - путем соответствующей настройки ХП ИК), то математическая модель (3) позволяет перейти к дрейфовой составляющей основной погрешности $\Delta_{0d}$ ИК - составляющей, которая обусловлена дрейфом ИК (медленным изменением во времени метрологических характеристик ИК):

$$\Delta_{0d}(x,t) = f_N(x)\gamma_d(t) + \Delta_{Y.d}(t) + \Delta_{H.d}(x,t),\ x \in [x_H, x_K],\ t \in T, \quad (4)$$

где $\gamma_d(t)$, $\Delta_{Y.d}(t)$ - дрейфовые составляющие мультипликативной и аддитивной погрешностей; $\Delta_{H.d}(x,t)$ - дрейфовая составляющая погрешности нелинейности (или неквадратичности) ИК.

Измерительный канал, которому приписывается НХП в виде функции $f_N$

$$y = f_N(x),\ x \in [x_H, x_K], \quad (5)$$

в действительности, из-за неизбежных погрешностей, имеет РХП (математической моделью которой является функция $f_R$) которая отличается от НХП. Обе функции - $f_N$ и $f_R$ полностью определены в том случае, если

известен их вид и известны их области определения, т.е. диапазон измерений ИК - интервал значений входной физической величины, в пределах которого нормируют погрешность ИК. Этот интервал ограничен начальным $x_H$ и конечным $x_K$ значениями входной физической величины.

С учетом выражения (2) задачу повышения точности ИК предложено рассматривать как задачу такой коррекции РХП ИК, в результате которой РХП ИК «приближается» к НХП ИК. В идеальном случае - как задачу восстановления НХП ИК из РХП ИК. В [2,3] предложена методика синтеза алгоритмов коррекции ХП ИК. Учитывая, что функция $f_R$, которая описывает РХП, неизвестна, вместо нее используется функция $f_M$, аппроксимирующая РХП, т.е. математическая модель ИК в виде функции

$$y = f_M(x, \mathbf{A}), x \in [x_H, x_K], \quad (6)$$

где $\mathbf{A} = (a_1, a_2, ...a_n)$- вектор параметров модели $f_M$.

Все множество возможных математических моделей ХП ИК определяется как видом функции $f_M$ (множество целых рациональных функций, дробно-рациональных, иррациональных и др.), так и количеством параметров модели. Модели, вектор параметров которых содержит два элемента (т.е. $\mathbf{A} = (a_1, a_2)$), позволяют синтезировать алгоритмы двухпараметрической коррекции. Для реализации таких алгоритмов требуются две тестовые величины $x_{T1}, x_{T2}$, значения которых обычно выбирают из условия: $x_{T1} = x_H$; $x_{T2} = x_K$. Как показали предварительные исследования, алгоритмы двухпараметрической коррекции чрезвычайно эффективно уменьшают влияние систематических, а также дрейфовых составляющих аддитивной и мультипликативной погрешности практически независимо от вида функции $f_M$. Несколько иначе обстоит дело с уменьшением влияния погрешности нелинейности. Традиционно нелинейность ХП ИК учитывается при его калибровке. Для этого могут использоваться различные методики. Основу одной из таких (традиционных) методик калибровки составляет экспериментальное определение РХП ИК путем последовательного подключения ко входу ИК измеряемой физической величины с рядом значений. Эти значения (т.е значения тестовых величин) должны быть известны с погрешностью, существенно меньшей, чем погрешность ИК. Фиксирование значений выходного сигнала ИК, соответствующих определенному значению тестовой величины, и последующая аппроксимация полученной зависимости (т.е. полученной экспериментальным путем РХП) позволяют учесть, а затем уменьшить влияние погрешность нелинейности ИК.

Использование структурно-алгоритмических методов позволяет существенно упростить процедуру уменьшения влияния погрешности нелинейности. Это достигается в том случае, если математическая модель ХП ИК (т.е. функция $f_M$) адекватна РХП ИК с точки зрения учета погрешности нелинейности ИК. Учитывая многообразие возможных математических моделей, была поставлена задача их классификации по типу погрешности нелинейности, которую они могут учитывать. Такая классификация позволит

при наличии априорной информации о виде погрешности нелинейности (а для большинства датчиков неэлектрических величин эта погрешность имеет систематический характер) выбрать соответствующую модель и синтезировать алгоритм коррекции, который обеспечит уменьшение влияния в том числе и погрешности нелинейности всего при двух значениях тестовой величины).

В основу классификации положена графическая модель погрешности нелинейности ИК. Предложено погрешность нелинейности разделять на:

- выпуклые (т.е. положительные - $\Delta_H(x) \geq 0,\ x \in [x_H, x_K]$);
- вогнутые (т.е. отрицательные - $\Delta_H(x) \leq 0,\ x \in [x_H, x_K]$);
- знакопеременные (принимающие как положительное, так отрицательное значение - $\Delta_H(x) \geq 0,\ \Delta_H(x) \leq 0, x \in [x_H, x_K]$).

Следует отметить, что при реализации двухпараметрических алгоритмов коррекции погрешность корректируемого ИК равна нулю в точках $x = x_{T1}$; $x = x_{T2}$.

Как выпуклые, так и вогнутые погрешности нелинейности предложено разделять на:

- левосторонние (экстремум погрешности смещен влево относительно середины отрезка $[x_H, x_K]$);
- правосторонние (экстремум погрешности смещен вправо относительно середины отрезка $[x_H, x_K]$);
- симметричные (экстремум погрешности расположен приблизительно на середине отрезка $[x_H, x_K]$).

Знакопеременные погрешности, в свою очередь, предложено разделять на:

- левосторонние (максимум погрешности смещен влево относительно середины отрезка $[x_H, x_K]$);
- правосторонние (максимум погрешности смещен вправо относительно середины отрезка $[x_H, x_K]$).

Проанализированы математические модели различного вида, позволяющие учесть тот либо иной из перечисленных видов погрешности нелинейности. Анализ проводился с помощью программного продукта Mathcad, для чего была создана универсальная программа анализа. К моделям, которые учитывают определенный вид погрешности нелинейности, предъявлены особое требование: характер нелинейности, которую они учитывают, не должен зависеть от значения параметров $(a_1, a_2)$. Это требование существенно сократило количество возможных математических моделей. Для унификации анализа всех моделей использованы нормированные функции $f_M$ и $f_N$, т.е. принято, что все значения входной величины ИК поделены на значение $x_K$, а все значения выходной величины ИК поделены на значение $f_N(x_K)$.

В качестве примера результатов проведенных исследований на рис.1 приведены графики погрешности нелинейности, которые учитывает модель вида

$$f_M(x, a_1, a_2) = a_1 + a_2 x^n,\ x \in [x_H, x_K]. \qquad (7)$$

Эта модель (соответственно предложенной классификации) позволяет учесть симметричную погрешность нелинейности (экстремум погрешности приблизительно соответствует середине отрезка $[x_H, x_K]$, т.е. точке $x \cong 0{,}45$), причем как выпуклую, так и вогнутую: при $n>1$ погрешность нелинейности выпуклая, при $n<1$ погрешность нелинейности вогнутая. Приведенные графики соответствуют значениям $n$=0,8; 0,9; 1,1; 1,2.

На рис.2 приведены графики погрешности нелинейности, которые учитывает модель вида

$$f_M(x, a_1, a_2) = \left( \frac{a_1 x^2}{a_2 + x^2} \right)^n, \quad x \in [x_H, x_K]. \tag{8}$$

Модель (8) соответственно предложенной классификации позволяет учесть знакопеременную погрешность нелинейности правостороннюю. Приведенные графики соответствуют значениям $n$=2,7; 2,8; 2,9; 3,0.

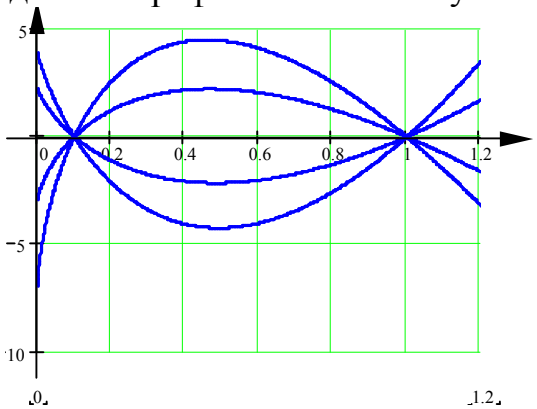



**Рисунок 1.**

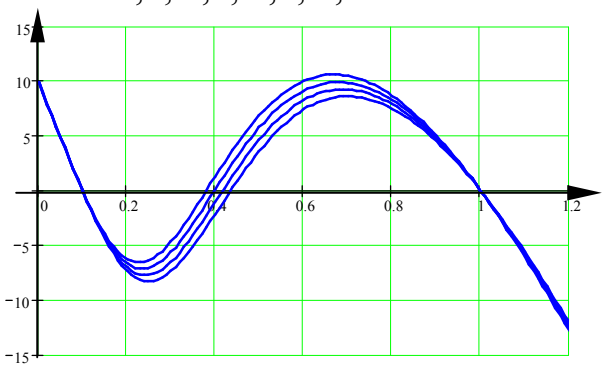



**Рисунок 2.**

Проведенная классификация математических моделей ХП ИК, которые учитывают определенный тип их погрешности нелинейности, позволит существенно упростить процедуру калибровки ИК.

**Библиографический список**


[1] ДСТУ 2681–94 ДСВ. Метрологія. Терміни та визначення. Чинний від 01.01.2000. – К.: Держстандарт України, 1999 – 36 с.

[2] Литвих В.В. Методы повышения точности широкополосных вольтметров среднеквадратического напряжения: Автореф. дис... докт. техн. наук. 05.11.05 / Ин-т Электродинамики НАНУ. – К., 2000. – 32 с.

[3] Литвих В.В. Синтез алгоритмов коррекции функции преобразования средств измерительной техники // Український метрологічний журнал.– 1999. – № 1. –С.35–38.

УДК. 519. 6

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ МНОГОУРОВНЕВЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ

Детлинг В.С.

Национальный технический университет Украины
“Киевский политехнический институт”,
г.Киев, Украина
Goodgod@ukr.net

# PROVIDING OF RELIABILITY OF THE MULTILEVEL AUTOMATED SYSTEMS

Detling V.S.

National technical university of Ukraine
“Kievan polytechnic institute”,
Kiev, Ukraine

Обеспечение надежности является одной из основных задач техники. Надежностью называется свойство изделия выполнить заданные функции, сохраняя во времени значения установленных эксплуатационных показателей в заданных пределах, соответствующих заданным режимам и условиям использования, технического обслуживания, хранения и транспортирования.
Основной количественной характеристикой является функция надежности P(t), которая по определению равна вероятности того, что в заданном интервале времени или в пределах заданной наработки при заданных режимах и в условиях эксплуатации отказов в системе не возникает,

$$P(t)=W\{T>t\}, \qquad (1)$$

где
T - время безотказной работы системы,
t – заданное время,
W{A} – вероятность события A, в данном случае событие A состоит в том, что T>t.

Функция надежности описывается выражением:

$$P(t)=\exp\left(-\int_0^t \lambda.(t)dt\right), \qquad (2)$$

где
t – заданное время;
λ(t) – интенсивность отказов.

В дальнейшем, при расчете надежности, будем пользоваться предположением, что λ постоянна. Тогда выражение (5.78) может быть записано в следующем виде:

$$P(t) = \exp(-\lambda \cdot t). \qquad (3)$$

Еще одним показателем надежности является время наработки на отказ $T_0$, которое с учетом выдвинутого допущения равно:

$$T_0 = \int_0^{\infty} \exp(-\lambda \cdot t)dt = \frac{1}{\lambda} \qquad (4)$$

Также при расчете будем полагать, что отказ одного элемента системы приводит к отказу всего прибора, при этом суммарная интенсивность отказов будет равна сумме интенсивности отказов каждого элемента устройства. Для функционально одинаковых элементов интенсивность отказов будем рассчитывать как произведение интенсивности отказов одного элемента на их количество.

Расчёт надёжности проводится для измерительного канала.
Функциональная схема прибора представлена на рисунке 1.

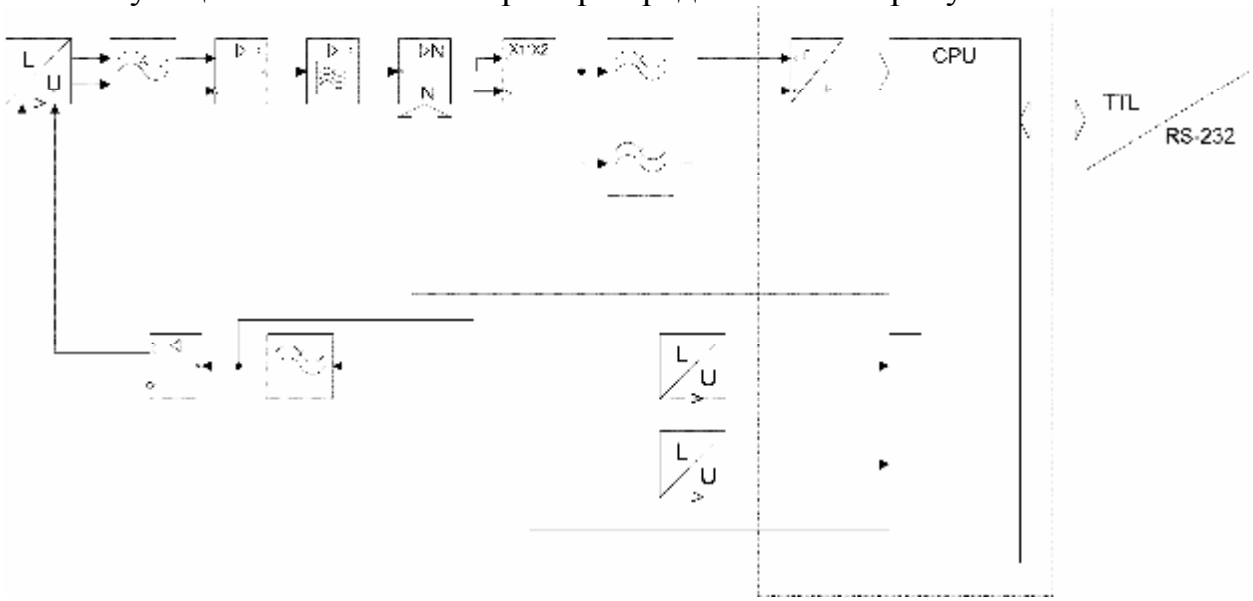



**Рисунок 1.** Функциональная схема прибора.

Измерительный канал содержит следующие основные элементы:
- операционные усилители OP-27;
- аналоговый перемножитель AD534;
- микроконтроллер MC68HC12BE32;
- согласующее устройство TTL/RS-232 MAX233CPP.

У всех блоков может быть два состояния: работоспособное и неработоспособное.

Все элементы подвержены как внезапным, так и постепенным отказам. Основным источником внезапных отказов являются: обрывы или короткие замыкания, возникающие в элементах, блоках, узлах, соединениях, средствах управления и т.д.

Постепенные отказы возникают в результате старения элементов, механического износа.

При проведении расчетов принимаются следующие допущения:

-отказы элементов - внезапные;

-отказы элементов - случайные независимые события;

-интенсивность отказов элементов в течение срока их службы в рабочих режимах, условиях хранения и транспортировки – постоянна;

-элементы имеют два возможных состояния: работоспособное и неработоспособное;

-отключенное состояние элементов приравнивается к режиму хранения;

-отказы элементов бывают двух видов: обрыв и короткое замыкание;

-функционирование контролируется непрерывно, т.е. восстановление элемента начинается немедленно после обнаружения отказа.

**Библиографический список**


[1] Зинченко В. П. Информационная технология проектных исследований сложных технологических объектов. Наукові Вісті НТУУ «КПІ» 2000, № 21. с. 32-42.

[2] Информационные технологии в испытаниях сложных объектов: методы и средства. Скурыхин В. И., Вальман Ю. Р. Наукова думка, 1990, 320с.

[3] Дьяконов В. П. Справочник по MathCAD PLUS 7.0. Ск Пресс, 1998. 352 с.

[4] 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.

УДК 681.3: 519.6

# КОНЦЕПЦІЯ РОЗРОБКИ БОРТОВОГО ЦИФРОВОГО ОБЧИСЛЮВАЛЬНОГО КОМПЛЕКСУ (БЦОК) МІКРО СУПУТНИКА

Штефлюк Г.В.

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”
м. Київ, Україна
shteflyuk@ukr.net

# DEVELOPMENT CONCEPTION OF BOARD NUMERIC COMPUTING COMPLEX OF MICRO SATTELITE

Shteflyuk G.V.

NTUU “KPI”

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 БСОК 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 регістрація технологічних параметрів; ведення / виведення даних НД; зберігання даних і їх аналіз; інше) і керуючі (програмне керування обладнанням і науковими приладами; керування функціональними блоками, НД, інше) функції (рис.1). При цьому ПЗ БСОК складається з спеціального (підтримка технології НД), прикладного ПЗ (алгоритми керування і обробки даних НД) /ППЗ/ і системного ПЗ (операційні системи - ОС).

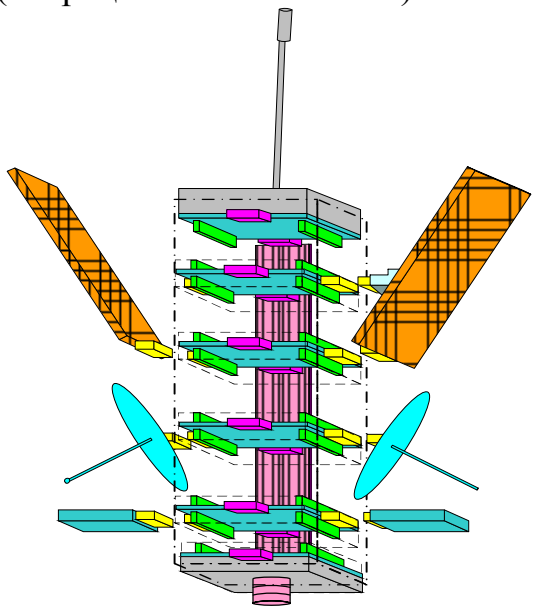


**Рисунок 1.** Компоновочна схема БСОК

Запропоновано проект УМС, який передбачає: розробку та виготовлення МС (габарити - 150х150х600, вага – до 10 кг, енергоспоживання - до 20 Вт, похибка орієнтації – до $2^{o}$, зв'язок в діапазоні 433МГц, призначення – дослідження стратосферного аерозолю Землі) у складі системи стабілізації, орієнтації та управління (БСК); системи керування, збору і обробки наукової інформації (БСО); системи енергозабезпечення (БСЕ); системи зв’язку та телеметрії (БСЗ); - розробку прикладного програмного забезпечення (ПЗ); УФП (корисне навантаження); - розробку та виготовлення наземної навігаційної системи; розробку та виготовлення технологічного і випробувального обладнання, а також виконання лабораторних і наземних випробувань УМС.

Передбачається розробку, виготовлення та випробування МС виконати в два етапи, де на першому етапі передбачається одержати: макет МС у складі БСК, БСО, БСЕ, БСЗ та ПЗ; УФП (корисне навантаження); наземну навігаційну систему (ННС); технологічне та випробувальне обладнання; результати лабораторних і наземних випробувань макету МС.

На другому етапі буде поставлене завдання щодо розробки польотного зразка МС, тобто передбачається виконати такі пункти проекту: розробка, виготовлення, наземні індивідуальні та комплексні випробування МС і ННС; запуск МС; спостереження, керування МС та постановка наукових досліджень.

Попередньо передбачається, що до складу УМС входять такі основні блоки та системи, які мають розроблятись силами НТУУ "КПІ": система стабілізації, орієнтації та управління рухом супутника (ССОУ); блок корисного навантаження (БКН); бортова система керування, збору і обробки наукової інформації (БСОК); бортова система енергозабезпечення (БСЕ); бортова система зв’язку та телеметрії (БСЗТ);

ССОУ містить: гравітаційні стабілізатори; силові гіроскопічні пристрої; електромагнітні стабілізаційні пристрої; реактивні двигуни; навігаційні приймачі сигналів ГЛОНАСС/GPS; магнітометри; геліосенсори; геосенсори; мікромеханічні датчики.

БКН містить: систему дистанційного зондування Землі; апаратуру для проведення НД; бортову апаратуру спеціальної інформаційної радіолінії.

БСОК містить: процесорний модуль, модулі вводу / виводу даних, інтерфейсні модулі, модулі для накопичення наукової інформації, модулі забезпечення надійного функіювання та управління по радіоканалу, інше. Створити БСОК пропонується в стандарті PC-104 (рис.2) (IEEE-P996) тому, 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; вирішуються питання уніфікації і стандартизації, забезпечується модернізація та зменшуються витрати на підтримку її роботи; інші.

БСЕ містить: сонячні батареї та модуль для їх орієнтації; накопичувачі електроенергії; система керування електроживленням, в тому числі і в режимі холодного резервування.

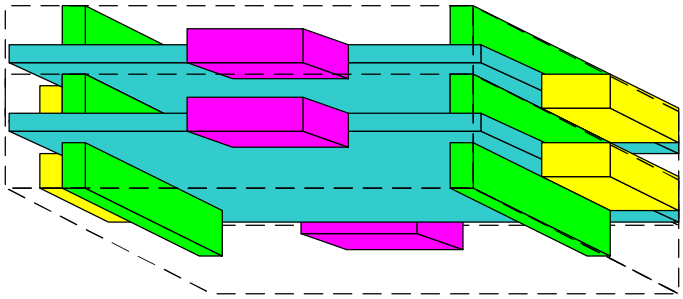


**Рисунок 2.** Габаритна модель елемента PC–104

БСЗТ містить: антени зв’язку, передавач, приймач, кодер і декодер формування телеметричних кадрів, інтерфейси для зв’язку з іншими БС, інше.

Метою даного проекту і є побудова та дослідження УМС необхідними властивостями.

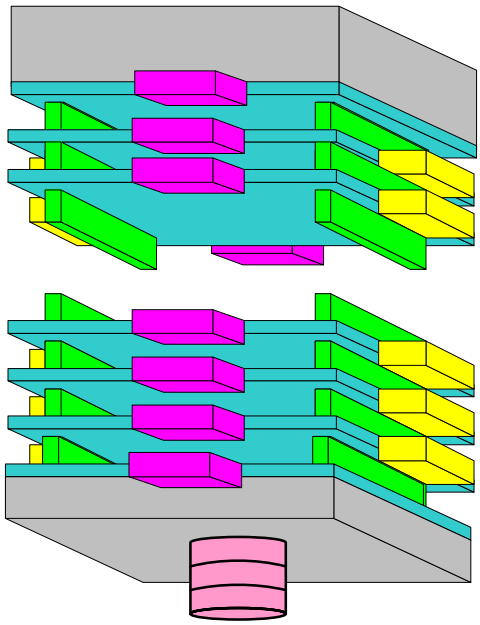


**Рисунок 3.** Компоновка PC–104

**Структура процесорного модуля**

Prometheus відповідає стандарту PC/104, який базується на шині ISA і PCI, компактній і витривалій механічній частині, розробленій для вбудованих систем. Топологічним елементом модулів PC/104 є штирьковий вивід і з’єднувальна панель замість роз'ємів печатної плати(рис.4). Результат - надзвичайно точна підгонка комп'ютерної системи для використовування в мобільних і мініатюрних додатках. Модулі PC/104 ставлять один на одного разом із зазорами (1,52 см) між печатними платами (Рис.3).

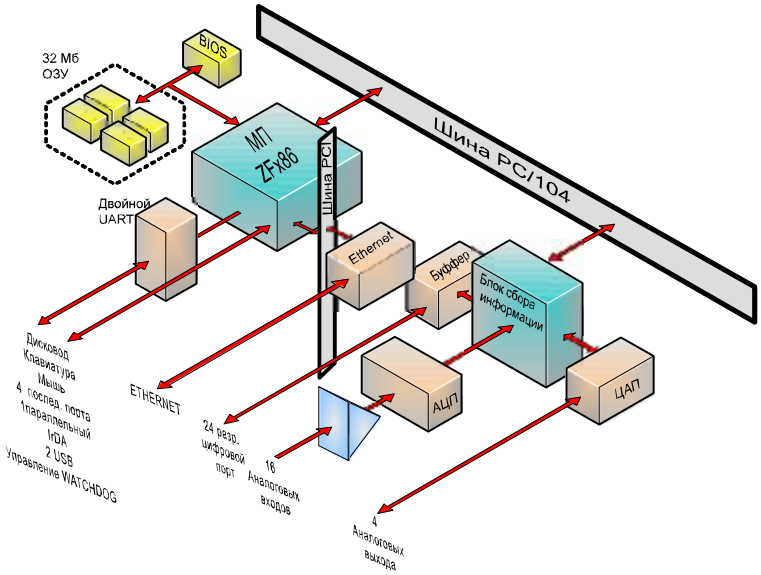



**Рисунок 4.** Структурна схема процесорного модуля

Процесор 486-DX2, 100MHz, співпроцесор

Для з'єднання Ethernet з мікропроцесором Prometheus використовує внутрішню шину PCI. Внутрішня шина ISA використовується для з'єднання з мікропроцесором 3 і 4-го послідовних портів, схеми збору даних, а так само для роботи з блоками розширення. Платформа класу Pentium, включаючи пакетний режим SDRAM і заснованого на PCI контроллера IDE та USB.

Пам'ять системи - 32 МБ SDRAM

Для позбавлення робочих характеристик використовується 50МГц шина пам'яті 2 МБ. 16 розрядна з'єднана флеш-пам'ять для BIOS і призначених для користувача програм

8 КБ уніфікований кеш 1-го рівня

Ввід-вивід:

4 послідовні порти, Макс 115.2кбит/с

2 порти, сумісні з 16550, 2 порти 16850, сумісних з 128-байтовими FIFO

2 повнофункціональні USB порти

1 ECP-сумісний паралельний порт

з'єднувач накопичувача на гнучких дисках

дисковий IDE з'єднувач

100BaseT дуплексний PCI пристрій управління передачею даних по шині Ethernet (100 Mbps)

IrDA порт (вимагає зовнішнього приймача-передавач)

клавіатура PS/2 і порти миші

Спікер, індикатори

**Особливості системи**

BIOS з автовизначенням IDE, доступом IDE на 32 біти, і підтримкою LBA

Вбудований запобіжний завантажувач ROM для відновлення системи у разі збою BIOS

Обираємий користувачем термінальний COM2 режим

Бортова літієва резервна батарея для годинника реального часу і CMOS RAM

Джерело живлення ATX із здатністю перемикання

Програмований таймер сторожової схеми (watchdog)

Монітор сплесків напруги для запобіжної дії

Нульовий режим очікування,що застосовується до флеш-пам'яті і шини PC/104

+5 В операції

про

Розширений температурний діапазон роботи (-40 до +85 °C)

**Промислові комп'ютери в стандарті PC/104** мають малі габарити (рис.5), можливість запуску ПЗ з ПЗУ, дозволяють використовувати їх у якості універсальних програмувальних контролерів. Основним достоїнством при використанні подібних пристроїв є використання добре відомого ПЗ, тобто, фактично, під час розробки користувач може використовувати ОС звичайного PC комп'ютера, а так само мови високого рівня (C, Форт, Паскаль, Бейсік і т.д.). Після завершення процесу розробки і налагодження готова прикладна програма (ПП) прожигається у флеш ПЗУ, що установлене на платі комп'ютера, за допомогою засобів, що знаходяться на цій же платі. Після розміщення (прожига) ПП у ПЗУ, під час включення живлення, стартовий завантажник МП переписує ядро ОС і ПП із ПЗУ в ОЗУ і передає на неї керування. Розробка і налагодження системи при використанні готових модулів вводу/виводу і мов високого рівня може скласти усього кілька годин.

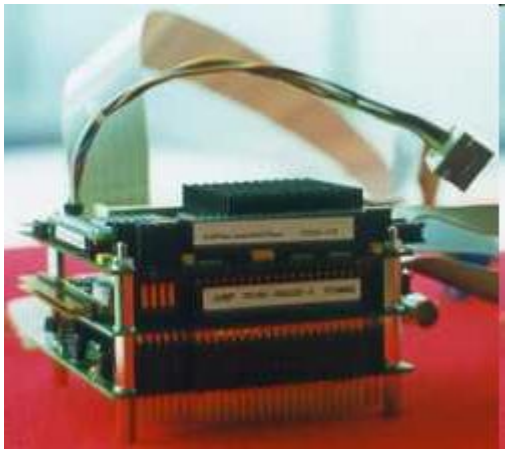


**Рисунок 5.** Модуль PC-104 і загальне компонування

При цьому розроблювач системи може використовувати нагромаджувачі великої ємності (НМД, карти PCMCI, CD-ROM і т.д.), монітори з високим дозволом (SVGA), у його розпорядженні - высокорівнева підтримка ОС і велика кількість готових драйверів для роботи з нагромаджувачами різного типу і відеоконтролерами. Легка розширюваність. Стандартні протоколи верхнього і нижнього рівнів дозволяють будувати системи з

автоконфігурацією, а так само забезпечують сумісність з устаткуванням, виробленим різними фірмами. Наприклад, для CAN інтерфейсу можна використовувати специфікацію Ci/DS 201-207, CAN Physical Layer for Industrial Applications і т.д.

Висока надійність. Для підключення до мережного інтерфейсу потрібна невелика кількість проводів, і використовуються роз'єми з невеликою кількістю контактів.

**Малі терміни розробки**. При розробці великих систем велика частина апаратних засобів і ПЗ не вимагає модифікації.

**Простота тестування і налагодження**. Оскільки всі елементи системи активні, легко забезпечити самодіагностику і пошук несправності.

**Можливість розподілу системи по об'єкті**. Система може знаходитися в одному корпусі чи може бути розподілена по об'єкті.

**Схема збору інформації**

Модель PR-Z32-EA містить підсистему збору інформації, що 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 програмуємі. ЦАП складається з 4-х 12-ти розрядних каналів. Блок цифрового вводу/виводу - 24-х розрядний з програмованим керуванням. Блок лічильник/таймер має 24-х розрядний лічильник/таймер, пристрій, керуючий частотою вимірювань миттєвих значень АЦП і лічильник/таймер на 16 розрядів для додатків, що призначені для користувача.

Високошвидкісна вибірка АЦП забезпечується перериваннями і FIFO. FIFO використовується для зберігання обраного користувачем числа вибірок, переривання виникає у FIFO і 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. В системі DOS або подібних схема може працювати на частотах вимірювань миттєвих значень до КГц, з частотою переривань 6.6-10 КГц. (Вищезазначений коефіцієнт переривань приблизно рівний 2КГц, що достатньо важко підтримувати Windows без великої вірогідності пропуску вибірок.) Ланцюг АЦП використовує початкові установки адреси вводу/виводу, в діапазоні від 280h -28Eh (базова адреса 280) і IRQ 5. Ці установки можуть бути при необхідності змінений. Адреса вводу/виводу змінюється в BIOS, а рівень переривань змінюється перемичкою J10.

**Бібліографічний список**

[1] Embbeded Real-Time Systems: a Specification and Design Methodology. Jean Paul Calvez, John Wiley Publisher 1993

[2] Микрокомпьютеры для встраиваемых применений // ХОЛИТ Дэйта Системс. - 2001. - № 3. - 40 с.

[3] Технічний звіт про виконання науково-технічної та дослідної – конструкторської роботи (додаток до ТЗ держбюджетної теми №2816_П від 10.09.2006 р.) на тему "Розробка бортового цифрового обчислювального комплексу (БЦОК) мікросупутника" затверджено Збруцьким О.В.

УДК 519.23

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНОГО ОБЪЕМА ВЫБОРКИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ С ЗАДАННОЙ ТОЧНОСТЬЮ (ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКИХ ЗАДАЧ)

Е.Т. Володарский, А.И. Кравчук

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»,
г. Киев, Украина
yellow__rabbit@mail.ru

## Введение

Оценка объема выборки является важным этапом планирования эксперимента, так как объем данных может быть слишком большим, либо, слишком малым, чтобы получить надежные результаты с заданной точностью. Если для достижения заданного уровня точности объем выборки слишком мал, то повышается вероятность того, что проведенное экспериментальное исследование даст ненадежный результат. Напротив, если объем выборки слишком велик, то время, потраченное на сбор данных и большие финансовые расходы, связанные с этим, не принесут ожидаемого эффекта.

В большинстве ситуаций на практике у нас нет доступа ко всей популяции (генеральной совокупности) в целом (например, популяция слишком большая, процесс измерения слишком дорог и т.д.). Таким образом, мы имеем дело с ограниченным объемом данных – выборкой, и поставлены перед необходимостью принимать решение относительно всей популяции на основе лишь выборочных данных. Для того чтобы оценить некоторую характеристику генеральной совокупности, мы строим выборку и вычисляем на ее основе некоторую статистику, которую рассматриваем как оценку искомого параметра.

## Постановка задачи

В любой, построенной по выборке, оценке содержится погрешность, точная величина которой неизвестна. И чем больше объем выборки $N$, тем меньше ошибка оценки. Если необходимо получить точное решение, следует взять $N$ достаточно большим, чтобы ошибка была «разумно малой». С другой стороны, если взять объем выборки $N$ слишком большим, улучшение точности оценки окажется незначительным. Итак, если $N$ «достаточно большое», чтобы обеспечить приемлемый уровень точности, то дальнейшее увеличение объема данных не приводит к неоправданной трате времени и средств.

Таким образом, ключевым вопросом данной работы является определение минимального объема выборки, при котором обеспечивается требуемый уровень точности (достоверности).

**Основной результат**

На данном этапе в работе исследовано три критерия. Рассмотрим их:

**1. Зависимость доверительного интервала от количества элементов выборки.**

Предположим, что $s = 1$. Дано, что достоверность $P = 0.9$ и $P = 0.95$.

Исследуем как при этих условиях будет изменяться доверительный интервал, в зависимости от количества элементов выборки $n$**.** Рассмотрим для количества элементов $n = 2...10$.

Нам известно СКО, исходя из этого, используем формулу (1.1) для расчета доверительного интервала.

$$\theta = t_q \cdot \frac{s}{\sqrt{n}}, \qquad (1.1)$$

где $t_q$ определяется по таблицам в зависимости от достоверности $P$.

$$\Phi(t) = \frac{1}{2} P \qquad (1.2)$$

В нашем случае $P = 0.9$ и $P = 0.95$.

Из равенства (1.2) получаем, что

для $P = 0.9$ $\Phi(t) = \frac{1}{2} P = 0.45$, тогда $t_q = 1.96$

а для $P = 0.95$ $\Phi(t) = \frac{1}{2} P = 0.475$, тогда $t_q = 1.65$

Расчетные значения длин доверительного интервала в зависимости от количества элементов выборки $\theta$ приведены в таблице 1.1:

**Таблица 1.1.**

| $n$ | $\theta$ при $P = 0.9$ | $\theta$ при $P = 0.95$ |
|---|---|---|
| 2 | 1.167 | 1.386 |
| 3 | 0.953 | 1.132 |
| 4 | 0.825 | 0.980 |
| 5 | 0.738 | 0.877 |
| 6 | 0.674 | 0.800 |
| 7 | 0.624 | 0.741 |
| 8 | 0.583 | 0.693 |
| 9 | 0.550 | 0.653 |
| 10 | 0.522 | 0.620 |

Приведем полученные результаты в виде относительных длин доверительных интервалов по отношению к длине интервала при $n = 2$ (колонка 1 таблицы 1.2):

$$\theta(n=2)\Big/\theta(n=i) \tag{1.3}$$

а также в процентном соотношении изменения длины интервала по отношению к длине интервала при $n=2$ (колонка 2 таблицы 1.2):

$$\left|\frac{\theta(n=i)-\theta(n=i-1)}{\theta(n=i)}\right|*100\% \tag{1.4}$$

**Таблица 1.2.** Относительная длина доверительного интервала при q=10% и q=5% равны:

| n | $\theta(n=i)\Big/\theta(n=2)$ | *delta* | $\left\|\frac{\theta(n=i)-\theta(n=i-1)}{\theta(n=i)}\right\|*100\%$ | *delta, %* |
|---|---|---|---|---|
| n=2 | 1,000 | | | |
| n=3 | 0,816 | *0,184* | 22,474 | |
| n=4 | 0,707 | *0,109* | 15,470 | *7,004* |
| n=5 | 0,632 | *0,075* | 11,803 | *3,667* |
| n=6 | 0,577 | *0,055* | 9,545 | *2,259* |
| n=7 | 0,535 | *0,043* | 8,012 | *1,532* |
| n=8 | 0,500 | *0,035* | 6,904 | *1,108* |
| n=9 | 0,471 | *0,029* | 6,066 | *0,838* |
| n=10 | 0,447 | *0,024* | 5,409 | *0,657* |

Как видно, соотношения (1.3) равны для $P=0.9$ и $P=0.95$. Это происходит из-за того, что (1.3) при преобразовании дает $\sqrt{n=2}\Big/\sqrt{n=i}$ и не зависит от $t_q$, т.к. для одного значения достоверности $t_q$ остается постоянным и не зависит от $n$.

То же самое можно сказать и про процентное соотношение изменения длины доверительного интервала, поэтому, в нашем случае, приведенные графические зависимости будут описывать изменение доверительного интервала при любом значении достоверности $P$.

Анализируя приращения для двух случаев, мы видим, что, начиная с количества элементов выборок $n=5\div6$, приращение становится относительно малым, из чего можно заключить, что для получения результата измерений с заданной точностью (для случая технических задач) необходимо проводить не более 5-6 испытаний (элементов выборки).

## 2. Проверка гипотезы о равенстве двух средних при малом количестве испытаний в каждой выборке (не более 30).

В случае, когда количество экспериментов $n_1$ и (или) $n_2$ находится в границах от 2 до 30, используется критерий Стьюдента.

Для проверки гипотезы рассчитывается статистика:

$$t = \frac{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}{\sqrt{(n_1 - 1)\cdot S_1^{\,2} + (n_1 - 1)\cdot S_2^{\,2}}} \cdot \sqrt{\frac{n_1 \cdot n_2 (n_1 + n_2 - 2)}{n_1 + n_2}}$$

(2.1)

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n} (x_i - \bar{x})^2}{n-1}}$$

(2.2)

$$k = n_1 + n_2 - 2 \qquad (2.3)$$

Расчетное значение коэффициента Стьюдента $t$ сравнивается с табличным значением $t_{q,k}$. Для этого по уровню статистической значимости $P$ $(q = 1 - P)$ и числу степеней свободы $k$, рассчитываемом по формуле (2.3) определяется табличное значение коэффициента Стьюдента $t_{q,k}$.

$$|t| \le t_{q,k}$$

(2.4)

Если условие (2.4) выполняется, то с достоверностью $P = 1 - q/100$ можно утверждать, что данные испытаний не противоречат гипотезе о равенстве двух средних.

В процессе испытаний было смоделировано две выборки с равными количествами элементов $n_1 = n_2$, у которых центры распределений, удалены друг от друга на коэффициент $c \cdot \sigma$, где $\sigma$ изменяется в пределах [0.5; 3] и равны СКО: $\sigma_1 = \sigma_2$, как показано на рисунке 2.1.

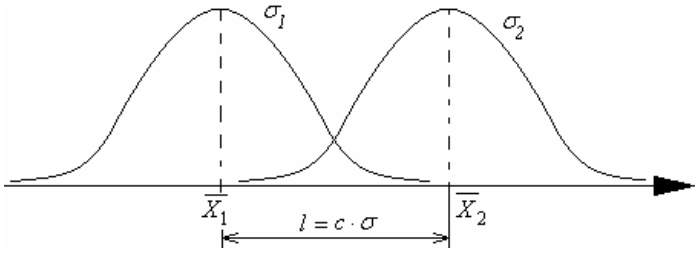



рис. 2.1

Программа, моделирующая данные исследования приведена в приложении 1.

Полученные результаты исследования показаны на рисунке 2.2.

Исходя из того, что программа моделирует выборки с заведомо неравными средними, то в полученных графиках нас интересует тот момент (количество элементов выборки), с которого программа начинает «чувствовать» невыполнение условия (2.4).

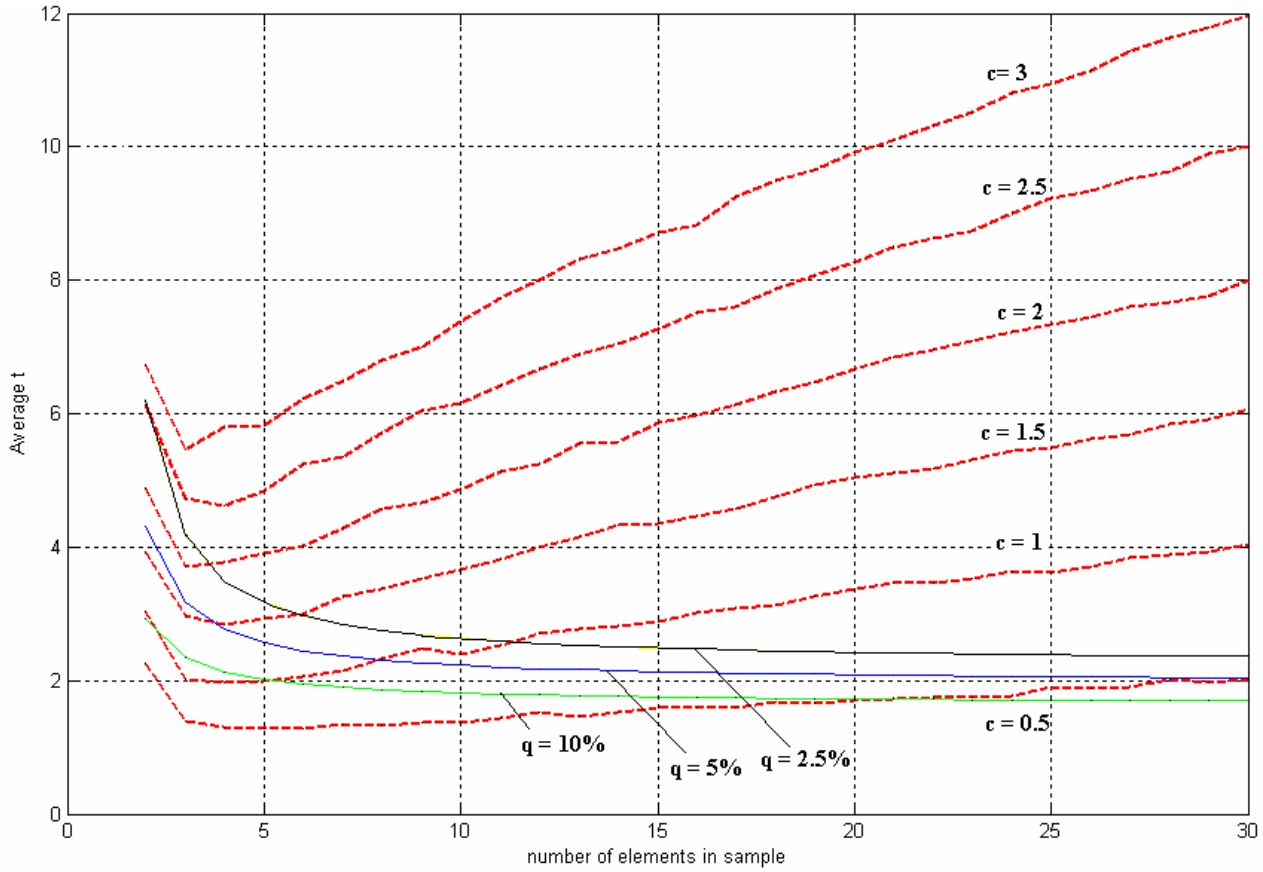



**Рисунок 2.2.**

Полученные данные (минимально необходимое количество элементов выборки) записаны в таблицу 2.1.

**Таблица 2.1**

| | **Уровень статистической значимости** | | |
|---|---|---|---|
| **Степень удаленности средних** | $P = 0.9$ $(q = 10\%)$ | $P = 0.95$ $(q = 5\%)$ | $P = 0.975$ $(q = 2.5\%)$ |
| $c = 0.5$ | 30 | >30 | >30 |
| $c = 1$ | 6 | 8 | 12 |
| $c = 1.5$ | 2 | 4 | 6 |
| $c = 2$ | 2 | 2 | 4 |
| $c = 2.5$ | 2 | 2 | 2 |
| $c = 3$ | 2 | 2 | 2 |

Результатом данного исследования является таблица 2.1, которая может быть использована в качестве рекомендаций при выборе необходимого объема выборки при требуемом уровне статистической значимости.

**Выводы.**

На основе исследований, проведенных в данной работе, были получены данные, показывающие минимальный объем выборки, обеспечивающий требуемый уровень точности (достоверности) для технических задач с использованием рассмотренных методов.

Данные, полученные в работе могут быть использованы в качестве рекомендаций при выборе необходимого объема выборки с требуемым уровнем статистической значимости $P$, что позволит минимизировать затраты на проведение исследований.

**Библиографический список**


[1] Н.В. Смирнов, И.В. Дунин-Барковский «Курс теории вероятностей и математической статистики» для технических приложений. Москва 1969 г.

[2] В. Каплан «Решение экономических задач на компьютере». Питер 2004 г.

[3] О.С. Ивашев-Мусатов «Теория вероятностей и математическая статистика». Москва 1979 г.

[4] Инструкция проведения сравнительных испытаний в сфере пожарной безопасности. Киев 2005 г.

[5] Л.А. Мартыщенко «Математические задачи теории малых выборок и их приложения к испытаниям сложных технических систем». Воениздат, 1975 г.

# ЗНАНИЕОРИЕНТИРОВАННЫЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ КОМПЬЮТЕРЫ

Молчанов И.Н., Мова В.И., Стрюченко В.А.

ГНПП “Электронмаш

# KNOWLEDGE INTELLIGENT COMPUTERS

Molchanov I.N., Mova V.I., Stryuchenko V.A.

SSPE “ELEKTRONMASH

Решение научно-технических задач на компьютерах обеспечивает научно-технический прогресс общества. Поэтому не случайно 70% различных типов суперкомпьютеров используется для решения задач науки и инженерии [1].

Для решения научно-технической задачи необходимо сформулировать прикладную задачу, построить физическую модель, описать ее математическими формулами и получить математическую модель, с помощью средств дискретизации (например, методом конечных элементов или конечных разностей), эту модель арифметизируют, т.е. сводят к дискретной модели, данные о которой вводят в компьютер и в конечном итоге получают в компьютере машинную модель задачи. Если научно-техническая задача решается впервые, то, как правило, исследуют ее математическую и дискретную модель.

На основании метода решения с учетом свойств дискретной модели задачи строится алгоритм решения. Вычислительная схема решения задачи, реализующая алгоритм, выписывается с учетом математических и технических характеристик компьютера и его системного программного обеспечения (языка программирования, компилятора, операционной системы и т.д.).

Затем вычислительная схема записывается в языке программирования, компилируется, и в компьютере получают алгоритм решения в машинных кодах. В этой технологической схеме компьютер, используя данные о машинной модели задачи, реализует решение с помощью машинных кодов и получается машинное решение научно-технической задачи, достоверность которого должен оценивать пользователь.

В такой традиционной схеме исследования и решения задач на компьютере могут встретиться ряд «подводных камней», которые приводят к получению на компьютере машинных результатов, не содержащих физического смысла.

Исследование математической и дискретной моделей новых (неисследованных ранее) требует значительного времени и высокой квалификации исследователей. Но выявленных свойств у математических и дискретных моделей может не оказаться у машинной модели задачи. Кроме того, все прикладные задачи имеют приближенный характер задания исходных

данных, а в исследованиях математических и дискретных моделей, а также в существующих программных средствах, неявно предполагается, что исходные данные о задаче заданы точно.

Отметим, что погрешность задания исходных данных должна коррелироваться со свойствами оператора задачи. Если такой корреляции нет, то даже в точном аналитическом решении не будет содержаться физического смысла.

Создание вычислительных схем и программ с параллельной организацией вычислений для реализации их на MIMD-компьютерах, насчитывающих десятки или сотни микропроцессоров, обеспечивающих равномерную загрузку этих процессоров и минимизирующих коммуникационные потери, требует специалистов высокой квалификации и значительного времени.

Не всегда получаемые компьютерные решения будут иметь физический смысл тех задач науки и инженерии, которые решались на компьютере.

Поэтому, анализ достоверности полученных компьютерных решений является важным этапом постановки научно-технических задач на компьютерах. Этот анализ может быть реализован или при помощи натурных экспериментов, или путем теоретической и вычислительной проверки компьютерных решений. Организация натурных экспериментов требует значительных материальных ресурсов и времени, а теоретическая или вычислительная проверка — высокой квалификации специалистов.

Средством решения вышеназванных трудностей и преодоления «подводных камней» является создание интеллектуальных компьютеров [2].

Интеллектуальный параллельный компьютер Inparcom для исследования и решения научно-технических задач — это компьютер, структура и архитектура которого, а также операционная среда, поддерживают интеллектуальное программное обеспечение. Под интеллектуальным программным обеспечением решения класса научно-технических задач будем понимать комплекс программ, позволяющий на языке предметной области сформулировать в компьютере задачу, автоматически исследовать свойства машинной модели задачи с приближенно заданными исходными данными; в соответствии с выявленными свойствами и учетом математических и технических характеристик компьютера определить необходимое для решения задач число процессоров и построить алгоритм решения и вычислительную схему, сформулировать топологию из процессоров MIMD-компьютера для решения задачи с возможно минимальными затратами машинного времени, синтезировать под эту конфигурацию программу параллельных вычислений; решить задачу; оценить достоверность полученного компьютерного решения (близость машинного решения к математическому, и дать оценку наследственной погрешности в решении математических задач); визуализировать результаты решения на языке предметной области.

Интеллектуальный компьютер работает со знаниями. На основе информации о машинной модели задачи и погрешности в задании исходных данных интеллектуальный компьютер вырабатывает знания о свойствах машинной модели задач, принимает решение об организации топологии,

выбирает алгоритм и синтезирует программы. После получения компьютерного решения интеллектуальный компьютер анализирует полученное решение с использованием знаний о свойствах машинной модели задачи с погрешностью в задании исходных данных.

Inparcom после завершения исследования и решения задач может выдавать машинное решение задач с оценкой его достоверности, информацию об исследованных в компьютере свойствах решаемых задач с приближенно заданными исходными данными; протокол вычислительного процесса, включающем информацию об используемых алгоритмах и программах, а также о топологии, примененной для решения задачи.

Вместо традиционных библиотек и пакетов программ на интеллектуальных компьютерах целесообразно использовать библиотеки интеллектуальных программ.

Под интеллектуальной программой будем понимать программу, которая в ходе решения задачи проверяет соответствие выбранного пользователем алгоритма и программы, свойствам машинной модели задачи, формирует топологию из процессоров MIMD-компьютера, в соответствии с выбранным пользователем числом процессоров, рассылает исходные данные в память процессоров, решает задачу и оценивает ее достоверность.

В интеллектуальном компьютере реализуется принцип скрытого параллелизма. Скрытый параллелизм - такой режим работы пользователя на интеллектуальном компьютере, при котором решение задач осуществляется также как и на однопроцессорном компьютере в мультипрограммном режиме.

Скрытый параллелизм предполагает автоматически

- определение числа процессоров, необходимых для решения задач;
- определение оптимальной топологии из процессоров MIMD-компьютера для решения конкретных задач;
- создание эффективных алгоритмов (ускорение $S_p$, достаточно близкое к числу p процессоров, коэффициент $E_p$, достаточно близкий к единице [3] ) и синтез программы параллельных вычислений для выбранной конфигурации;
- распределение исходной информации между процессорами; равномерную загрузку всех используемых для решения задачи процессоров;
- организацию и синхронизацию обменов между процессорами;
- минимизацию обменов между процессорами;
- распараллеливание не только арифметики логических операций, но и обменов между процессорами.

Программное обеспечение интеллектуального компьютера предусматривает три уровня:

- операционная среда, поддерживающая интеллектуальное программное обеспечение,
- интеллектуальное численное программное обеспечение для исследования и решения задач вычислительной математики с приближенно заданными исходными данными;

- интеллектуальное прикладное программное обеспечение по классам применений, например, для исследования и решения задач анализа прочности конструкций.

Операционная среда обеспечивает

- мониторинг интеллектуального компьютера, в том числе мониторинг запущенных заданий;
- создание приложений (исполняемых кодов программ) для интеллектуальных компьютеров (на хост-компьютере и вычислительных узлах);
- запуск приложения (исполняемого кода программ) на хост-компьютере;
- формирование и запуск задания на выбранных вычислительных узлах обрабатывающей части интеллектуального компьютера;
- прием, сохранение и визуализация информации от вычислительных узлов обрабатывающей части интеллектуального компьютера;
- администрирование доступных пользователю частей файловых систем;
- автоматизирует инсталяцию по желанию пользователей операционной системы Linux или Windows.

Интеллектуальное численное программное обеспечение для исследования и решения задач вычислительной математики с приближенно заданными исходными данными охватывает следующие классы задач: исследования и решения систем линейных алгебраических уравнений, матричных проблем собственных значений, систем нелинейных уравнений и систем обыкновенных дифференциальных уравнений с начальными условиями и включает в себя как пакеты программ по полному исследованию и решению соответствующих задач, так и библиотеки интеллектуальных программ.

Интеллектуальное прикладное программное обеспечение, например, для исследования и решения задач анализа прочности конструкций может содержать

- средства формирования геометрической модели конструкции на основе имеющихся в банке геометрических моделей;
- средства формирования в компьютере математической модели задачи на основе моделей имеющихся в банке данных;
- средства формирования конечно-элементной или конечно-разностной модели задачи;
- средства визуализации конечно-элементного покрытия элемента или исследуемой конструкции и средства, позволяющее пользователю исправить в некоторых местах конечно-элементную сетку;
- средства формирования в автоматическом режиме дискретной модели задачи и рассылки данных на процессорах выбранной топологии;
- средства обращения к интеллектуальному численному программному обеспечению для исследования и решения сформулированных конечно-элементных задач на MIMD-компьютере;

- средства анализа достоверности полученного конечно-элементного или конечно-разностного решения;
- средства визуализации результатов расчета.

Интеллектуальные программные средства по каждому классу научно-технических задач включает

- интеллектуальные функциональные модули, реализующие законченные части алгоритмов решения задач каждого класса и процедуры, осуществляющие обмен информацией и данными между процессорами;
- планирующий (управляющий) блок, осуществляющий постановку машинной модели задачи, а также исследование ее свойств, автоматическое построение алгоритма решения и топологии из процессоров MIMD-компьютера, синтез программы исследования и решения научно-технических задач;
- диалоговую систему на каждом этапе работы (постановка задачи в языке предметной области, процесс решения задачи, просмотр-анализ результатов решения, обучение пользователя работе с программами средствами, представленными пользователю, предоставление пользователю всей необходимой в процессе работы информации, доступ к глоссарию терминов по каждому классу задач, оказание помощи пользователю на каждом этапе работы);
- блок объяснений, где пользователь может получить анализ полученных результатов, а в случае отказа в решении, подробное объяснение его причин и рекомендации по дальнейшим действиям пользователя;
- архив задач.

Использование интеллектуального компьютера для исследования и решения задач науки и инженерии предполагает автоматическое создание математической, дискретной и машинной модели, а также автоматическое создание алгоритма, вычислительной схемы, алгоритма в языке программирования, алгоритма в машинных кодах, решение задачи и оценка его достоверности. Таким образом, технологическая схема исследования и решения задач на интеллектуальном компьютере существенным образом отличается от технологической схемы исследования и решения задач на традиционном компьютере.

Преимуществом интеллектуальных компьютеров является

- освобождение пользователя от работы по исследованию задачи, созданию алгоритмов, написания и отладки программ, что сокращает время постановки и решения задач науки и инженерии не менее чем в 100 раз;
- постановка задачи пользователя в компьютере на языке предметной области с приближенно заданными исходными данными;
- получение машинного решения с оценкой его достоверности, а также по желанию все свойства решаемой машинной модели задачи с приближенно заданными исходными данными;

- сокращение времени машинного исследования и решения научно-технических задач по сравнению с решением той же задачи на MIMD-компьютере с тем же числом процессоров и той же элементной базой, но с традиционной параллельной архитектурой.

Для обследования возможностей интеллектуальных компьютеров по исследованию и решению задач науки и инженерии в рамках «кластерной» технологии Институтом кибернетики им. В.М. Глушкова НАНУ и Государственным научно-производственным предприятием «Электронмаш» разработан экспериментальный образец интеллектуального компьютера ИНПАРКОМ – 16 [4].

ИНПАРКОМ-16 включает хост-систему, состоящую из двух хост-компьютеров (микропроцессоры Xeon, 3,2 GHz тактовая частота, 64 Bit длина машинного слова, 8 Gbyte оперативная память и 72 Gbyte память на дисках) и 16-процессорной обрабатывающей части (микропроцессоры Xeon, 32 GHz тактовая частота, 64 Bit длина машинного слова, 2 Gbyte оперативная память и 32 Gbyte память на дисках) и коммуникационной средой, состоящей из Gigabit Ethernet и Infini Band.

Базой операционной среды ИНПАРКОМ-16 является Linux и Windows. Для обслуживания микропроцессоров взаимодействия используется MPI.

**Библиографический список**


[1] http://www. top 500-org

[2] Молчанов И.Н. Интеллектуальные компьютеры – средство исследования и решения научно-технических задач. — «Кибернетика и системный анализ». —2004, № 1, стр. 174-179.

[3] Молчанов И.Н. Введение в алгоритм параллельных вычислений. — «Наукова Думка», 1990.

[4] Молчанов И.Н., Мова В.И., Стрюченко В.А. Интеллектуальные компьютеры для исследования и решения научно-технических задач — новое направление в развитии вычислительной техники. — Журнал «Зв”язок”, №7, 2005, С.45-46.

УДК 681.327(03)

# ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ ЗБОРУ І ОБРОБКИ НАУКОВОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ КОСМІЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

А.А.Лукенюк, С.Г.Шендерук

Львівський центр Інституту космічних досліджень НАН та НКА України, м.Львів, Україна
luk@isr.Lviv.ua

# PRINCIPLES OF BUILDING OF ON-BOARD SYSTEM OF COLLECTION AND PROCESSING SCIENTIFIC DATA FOR SPACE STUDIES.

A.Lukeniuk, S.Shenderuk

Lviv Centre of Institute of Space Research of NAS and NSA Ukraine, Lviv, Ukraine

Система збору і обробки наукової інформації (СЗНІ) призначена для збіру і обробки інформації від приладів, які використовуються при проведенні космічних експериментів, та управління цими приладами. Окрім того СЗНІ сприймає інформацію від службових систем космічного апарата, формує інформаційні телеметричні кадри і передає їх в бортову радіоапаратуру для передачі на наземні пункти приймання. Структурну схему СЗНІ та з'єднання її з приладами, які мають аналогові та цифрові виходи, наведено на рисунку 1.

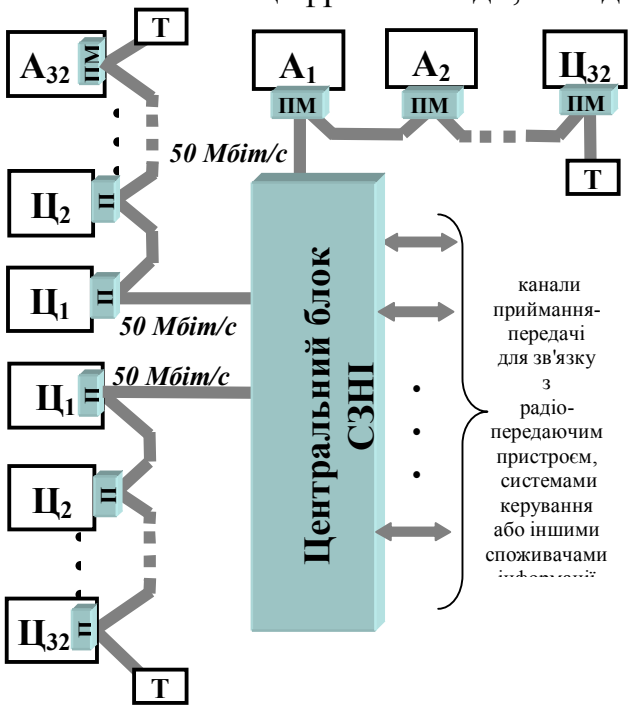



**Рисунок 1.** Структурна схема СЗНІ

СЗНІ побудована за принципом розподіленої системи. Вона складається з центрального блока СЗНІ та периферійних мікромодулів (ПМ).

Центральний блок складається з двох (основного і резервного) процесорних модулів, які побудовані з використанням 32-розрядного процесора архітектури ARM9200T з продуктивністю 200 MIPS). Він містить три порти розробленого уніфікованого інтерфейсу зі швидкістю зчитування інформації з приладів до 50 Мбіт/с, побітним арбітражом і можливістю організації мережі до 32 абонентів по кожному порту. Центральний блок також має п'ять каналів приймання-передачі інформації для зв'язку з апаратурою бортової інформаційної радіолінії та іншими системами космічного апарата. В центральному блоці виконуються всі основні функції СЗНІ: обробка отриманої інформації, її ущільнення і накопичення, завадостійке кодування та формування інформаційних телеметричних кадрів. Через центральний блок також здійснюється взаємодія СЗНІ з службовими системами космічного апарату.

Периферійні мікромодулі (ПМ) призначені для підключення до центрального блоку СЗНІ приладів та інших аналогових і цифрових пристроїв з інтефейсами, які відрізняються від інтерфейсу центрального блока. ПМ можуть вбудовуватись в ці пристрої та використовуватись для вирішення їх функціональних задач. Окрім цього ПМ забезпечують пакетне передавання даних в СЗНІ у відповідності з стандартом, рекомендованим Консультативним комітетом з розробки космічних цифрових систем [1]. З метою підвищення надійності передавання даних ПМ здійснює Data-Strobe кодування [2].

Запропонована архітектура СЗНІ забезпечує можливість нарощування кількості абонентів та адаптацію її до наукових приладів без зміни центрального процесорного блока, що дозволяє використовувати її при вирішенні широкого класу задач космічних експериментів.

Досягненню високих технічних і експлуатаційних характеристик СЗНІ сприяє використання розробленого уніфікованого інтерфейсу, який умовно названо SciWay (від Scientific High Way). Інтерфейс SciWay побудовано на основі асинхронного CAN-інтерфейсу і швидкісного каналу синхронної передачі даних. Для керування пристроями, синхронізації процесів в різних пристроях і управління потоком даних використовується одна сигнальна лінія і CAN-протокол, який є базовим протоколом інтерфейсу SciWay. Основними з факторів, що забезпечили використання CAN-інтерфейсу в SciWay, є: висока надійність передачі інформації, забезпечення радіальної та мережевої топології побудови розподілених систем, уникнення конфліктів доступу до мережі за допомогою побітного арбітражу шини, великий вибір та доступна ціна елементної бази різних виробників [3].

Швидкісна передача даних здійснюється по додатковому синхронному каналу, який містить лінію даних і лінію тактових імпульсів. Швидкість передачі даних по синхронному каналу визначається передавачем інформації і може бути в діапазоні від 0,1 до 100 Мбіт/с. При відмові синхронного каналу передачі даних можна використати CAN-інтерфейс як резервний шлях для

передавання даних.У випадках коли швидкість передавання даних є низькою SciWay може містити лише CAN-інтерфейс, який забезпечує обмін між пристроями зі швидкістю до 1 Мбіт/с.

Для передавання сигналів в інтерфейсі SciWay використовується стандарт EIA/TIA-899: багатоточкова передача диференційних сигналів з малими напругами – MLVDS (Multipoint Low Voltage Differential Signaling). Цей стандарт дозволяє об'єднати до 32 пристроїв в мережу і досягати високих швидкостей передачі (до 500 Мбіт/с) при малих енергетичних затратах. Спосіб передачі сигналів – струмовий (±11,3 мА), типова вихідна диференційна напруга передавача – 565 мВ [4,5].

Для функціонування CAN-протоколу необхідно щоб середовище передачі сигналу мало два стани – домінантний та рецисивний. В рецисивний стан лінія переходить тоді, коли всі передавачі видають рецисивний рівень сигналу. Якщо хоча б один передавач видає домінантний рівень сигналу, то лінія переходить у домінантний стан. Звичайне включення драйвера MLVDS не забезпечує рецисивного стану в лінії і не дає можливості використовувати CAN-протокол. Тому в інтерфейсі SciWay застосовується включення передавачів MLVDS за схемою «провідне АБО».

Вхід передавачів жорстко прив'язаний до логічної «1», а дані , що передаються, поступають на вхід управління драйвера («1» включає передавач, «0»- виключає). При такому включенні домінантним станом є наявність струму в лінії (на виході приймача – «1»), а рецисивним – відсутність струму. Щоб на виході приймачів при рецисивному стані був логічний «0» поріг їх переключення має бути зміщеним відносно 0 на +100 мВ.

На рисунку 2, як приклад, наведено з'єднання пристроїв різної швидкодії з використанням інтерфейсу SciWay.

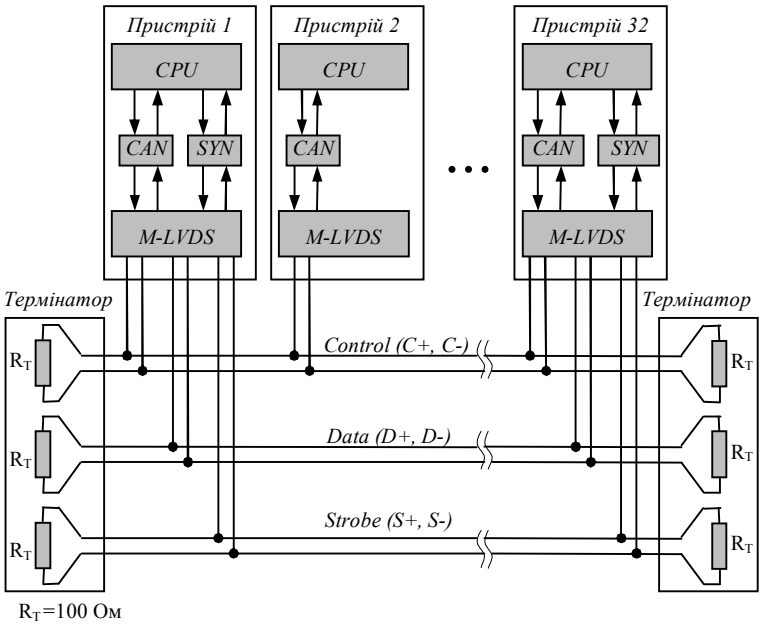



**Рисунок 2.** Приклади з'єднання пристроїв різної швидкодії з використанням інтерфейсу SciWay

Високі експлуатаційні та інформаційні параметри SciWay досягаються за рахунок запропонованого способу організації його роботи. Він полягає в тому, що передавання даних по синхронному каналу здійснюється окремими порціями (кадрами), які супроводжуються відповідними CAN-фреймами, що показано на рисунку 3.

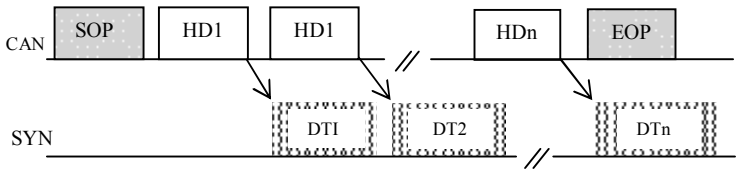



**Рисунок 3.** Схема організації синхронної передачі даних

Конфлікти доступу до шини при одночасній спробі передачі різними приладами, вирішується на рівні CAN-протоколу. Прилад, що успішно передав заголовочний фрейм, отримує право передачі кадру по синхронному каналу у наступному часовому слоті. Тривалість синхрокадру повинна бути як мінімум на 10 мікросекунд менша тривалості CAN-фрейму.

Всі фрейми заголовків HD1…HDn мають фіксований розмір 8 байт і відповідно однакову тривалість для всіх приладів. Таким чином максимальна тривалість кадрів синхроканалу DT1…DTn визначається швидкістю передавання по CAN- протоколу і тим, який ідентифікатор повідомлення використовується – стандартний чи розширений [3]. В таблиці 1 приведені максимальні тривалості кадрів синхронного каналу для різних швидкостей і типів CAN-фреймів.

**Таблиця 1.** Часові характеристики тривалості кадру синхронного каналу

| Швидкість CAN, кбіт/с | Тривалість біта, мкс | Стандартний фрейм, мкс | Розширений фрейм, мкс |
|---|---|---|---|
| 10 | 100 | 11090 | 13090 |
| 20 | 50 | 5540 | 6540 |
| 50 | 20 | 2210 | 2610 |
| 125 | 8 | 878 | 1038 |
| 250 | 4 | 434 | 514 |
| 500 | 2 | 212 | 252 |
| 800 | 1.25 | 128.75 | 153.75 |
| 1000 | 1 | 101 | 121 |

Формат одного кадру синхронного каналу показано на рисунку 4. Перед блоком даних передаються два байта синхронізації SYN1 і SYN2. Вони дають можливість проводити ресинхронізацію приймача на початку кожного кадру. У фазі синхронізації приймач шукає у бітовому потоці потрібні символи

синхронізації і після їх знайдення скидає бітовий лічильник і переходить до фази приймання.

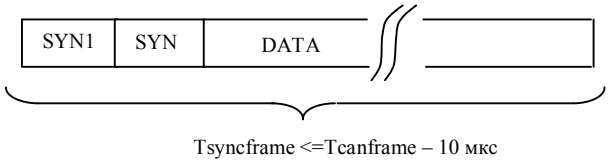



**Рисунок 4.** Формат кадру синхронного каналу SciWay

Перехід від фази приймання знову до фази синхронізації відбувається, якщо у потоці бітів виникне пауза, тривалість якої перевищить 10 мкс (дивись рисунок 5).

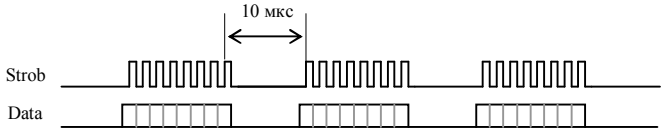



**Рисунок 5.** Синхронна передача послідовності символів

У відповідності зі зазначеними принципами побудови створено СЗНІ. На рисунках 6 та 7 відповідно наведені зовнішні види периферійного модуля та центрального блоку СЗНІ.

**Рисунок 6.** Зовнішній вигляд периферійного модуля

Масогабаритні параметри периферійного модуля становлять 9 мм × 24 мм × 46 мм та 22 г. Центральний моноблок має габатитні розміри 21,5 мм × 160 мм × 186 мм та масу - 0,95 кг.

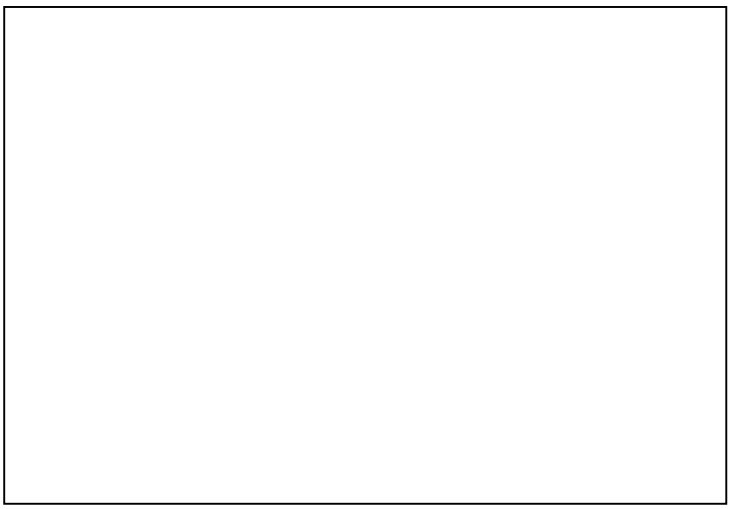


**Рисунок 7.** Зовнішній вигляд центрального блока СЗНІ

З метою забезпечення надійності функціонування СЗНІ в умовах космічного простору використано схемотехнічні і конструктивні рішення, зокрема, резервування основних вузлів СЗНІ, наявність копій програм функціонування СЗНІ, розміщених на схемах пам'яті різної фізичної реалізації, використання завадостійкого кодування інформації, реалізація вимушеного переключення процесорних модулів та екранування найбільш чутливих елементів для захисту їх від радіаційного випромінювання [6].

Висока інформаційна потужність СЗНІ, можливість збільшення числа абонентів та наявність достатньої кількості стикувальних вузлів дозволить в подальшому використовувати її як універсальну систему, яка буде виконувати також функції управління космічним апаратом. Для цього передбачена також можливість дистанційного коригування або заміни програми функціонування СЗНІ з наземних пунктів управління польотом космічного апарата. Використання сучасної елементної бази і методів організації, в тому числі і режиму пониженого живлення, забезпечили низьку потужність споживання (менше 4 Ватт) та малі масогабаритні параметри.

**Бібліографічний список**


[1] Packet Telemetry. Recommtndation for Data System Standards, CCSDS 102.0-B-5. Blue Book. Issue 5. Washington,D.C.: CCSDS, November 2000.

[2] IEEE Computer Society, "IEEE Standard for Heterogeneous Interconnect (HIC) (Low-Cost, Low-Latency Scalable Serial for Parallel System Construction)", IEEE, June 1996.

[3] Карпенко Е. Возможности CAN-протокола //Современные технологии автоматизации – 1998 – № 4./

[4] Гончаров Ю. Интерфейс LVDS и его применение // Компоненты и технологии – 2001 – № 3, 4.

[5] Dr SM Parkes. High-speed, low-power, excellent EMC: LVDS for on-board data handing. Web:http://klads.org/richcontent/Reports/lvds_study.pdf.

[6] Гобчанский О.П., Попов В.Д., Николаев Ю. Повышение радиационной стойкости индустриальных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры// Современные технологии автоматизации – 2000 – №4.

УДК 629.735.05:621, 3(045)

# ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ АВИОНИКИ

В.В. Уланский, И.А. Мачалин

Университет Аль-Фатех, г. Триполи, Ливия
Национальный авиационный университет, г.Киев, Украина
migor06@rambler.ru vulanskyi@yahoo.com

# ESTIMATION OF INDEXES OF EFFICIENCY OF EXPLOITATION OF THE SYSTEMS OF AVIONICS

V.V. Ulanski, I.A. Machalin

University Al-Fatech, Tripoli, Libya
National Aviation University, Kyiv, Ukraine

**Введение**. Высокий уровень безопасности полетов воздушных судов (ВС) достигается путем резервирования большинства систем авионики на борту, при этом тип и кратность резервирования оказывает существенное влияние на организацию системы технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Поэтому разработка комплексных показателей эффективности систем авионики является важным направлением в процессе обоснования программ ТОиР ВС нового поколения.

Известные показатели [1-4] позволяют учитывать только кратность резервирования и тип резервирования с точки зрения надежности. Как показывает анализ особенностей эксплуатации систем авионики, показатели должны наряду с этими характеристиками учитывать достоверность контроля, его периодичность и особенности технологического процесса ТОиР

В качестве показателя эффективности эксплуатации систем влияющих на безопасность и регулярность полетов будем использовать коэффициент готовности (КГ) [5]. В качестве показателя безотказности для восстанавливаемых систем (какими в основном являются системы авионики) будем использовать эксплуатационную вероятность безотказной работы (ЭВБР). Под ЭВБР будем понимать вероятность безотказной работы системы на интервале наработки $(t_k, t)$ с учетом того, что в моменты $t_1,...,t_k$ проводилось обслуживание, включающее контроль и восстановление забракованных систем.

Предположим, что резервированная система состоит из $m$ легкосъемных блоков (Line Replaceable Unit- LRUs). Процесс эксплуатации представим как последовательность смены различных состояний (интервалов) в которых может находиться $i$-й LRU. Системы авионики, входящие в состав комплекса пилотажно-навигационного оборудования, могут иметь следующие виды структур с точки зрения надежности: последовательную; параллельную;

последовательно-параллельную, параллельно-последовательную, либо по мажоритарную структуру по принципу "h из m".

При этом, как правило, применяется постоянное резервирование, когда все LRUs находятся в рабочем режиме и выполняют одни и те же функции. Контроль состояния блоков в полете и на стоянке ВС осуществляет встроенная система контроля (ВСК). Процесс эксплуатации представляется как последовательность смены различных состояний (интервалов) процесса в которых может находиться $i$-й LRU [6,7]. Поэтому поведение LRU на интервале эксплуатации $(0, \infty)$ можно описать случайным процессом $L_i(t), (i = \overline{1,m}), (t \geq 0)$ с конечным пространством состояний $E = \vee E_i$. Процесс $L_i(t)$ изменяется только скачкообразно, причем каждый скачок обусловлен переходом LRU в одно из возможных состояний. При построении математических моделей предполагается, что $L_i(t)$ - регенерирующий случайный процесс, имеющий свойство всегда возвращаться в точку регенерации, начиная с которой дальнейшее развитие процесса не зависит от его поведения в прошлом и является вероятностной копией процесса $L_i(t)$ начавшегося в момент $t = 0$. Точками регенерации являются моменты окончания восстановлений ("правильных" и "ложных") LRU [1,6].

Для регенерирующих случайных процессов доля времени, которую проводит LRU в любом из состояний, равна отношению среднего времени, проведенного в этом состоянии за цикл между точками регенерации, к средней длительности этого цикла. Поэтому, для определения любого из показателей эффективности требуется знание средних продолжительностей пребывания системы в состояниях, существенно влияющих на эффективность системы ТОиР.

Таким образом, целью является разработка структурных функций для различных структур резервирования и получение математических выражений для определения надежностных и стоимостных показателей эффективности эксплуатации систем авионики.

**Структурная функция резервированной системы.** Каждый из LRU многоблочной системы может находиться в одном из следующих состояний случайного процесса $L_i(t)$ [6]: $E_1^{(i)}$ - если в момент $t$ LRU использовался по назначению и находился в работоспособном состоянии; $E_2^{(i)}$ - если в момент $t$ LRU использовался по назначению и находился в неработоспособном состоянии; $E_3^{(i)}$ - если в момент $t$ LRU не использовался по назначению и проводился контроль его работоспособности с помощью бортовой ВСК на стоянке ВС в базовом аэропорту; $L_i(t) = E_4^{(i)}$ - если в момент $t$ LRU не использовался по назначению и проводился его демонтаж или монтаж на борту ВС; $E_5^{(i)}$ - если в момент $t$ забракованный LRU внепланово простаивал на борту ВС в базовом аэропорту из-за неудовлетворения заявки на запасной LRU из обменного фонда; $E_6^{(i)}$ - если в момент $t$ проводилось " ложное восстановление" LRU на заводе-изготовителе или в центре ТОиР; $E_7^{(i)}$ - если в

момент $t$ проводилось “правильное” восстановление LRU на заводе-изготовителе или в центре ТОиР.

Бортовые системы авионики используются в прерывистом временном режиме, который обусловлен чередующимися участками полетов ВС и ожидания полетов на стоянке. Нахождение LRU в состояниях $E_3^{(i)}$, $E_4^{(i)}$, $E_6^{(i)}$ и $E_7^{(i)}$ связано со стоимостными затратами и учитываются в средних удельных затратах, поэтому для определения вероятностных показателей необходимо исключить из цикла регенерации интервалы, соответствующие этим состояниям. Для обозначения состояния $i$ -го LRU на новой оси времени введем случайный индикаторный процесс

$$I_i(t) = \begin{cases} 1, & \text{если} \quad L_i(t) = E_1^{(i)} \\ 2, & \text{если} \quad L_i(t) = E_2^{(i)} \vee E_5^{(i)} \end{cases}$$

Обозначим $m$ - мерный вектор, характеризующий состояние системы в момент времени $t$, через $\vec{I}(t) = \left\| \overline{I_1(t), I_m(t)} \right\|$, а через $X$ - подмножество векторов с двоичными компонентами, соответствующее состояниям работоспособности LRU.

С каждой реализацией вектора $\vec{I}(t)$ можно связать структурную функцию $\Phi\left[\vec{I}(t)\right]$, которая принимает значение единицы, если система работоспособна, и ноль - в противном случае, т.е.

$$\Phi\left[\vec{I}(t)\right] = \begin{cases} 1 & \text{если} \quad \vec{I}(t) \in X \\ 0 & \text{если} \quad \vec{I}(t) \notin X \end{cases}.$$

Таким образом, вероятностные показатели эффективности системы ТОиР можно определить как математическое ожидание структурной функции

$$P\left\{\Phi\left[\vec{I}(t)\right] = 1\right\} = M\left\{\Phi\left[\vec{I}(t)\right]_1\right\}. \qquad (1)$$

**Последовательная структура.** В этом случае система состоит из $m$ последовательно соединенных (с точки зрения надежности) LRUs. Предполагается, что определяющие параметры всех LRUs статистически взаимно независимы. При этом структурная функция системы имеет вид:

$$\Phi\left[\vec{I}(t)\right] = \prod_{i=1}^{m} I_i(t) \ . \qquad (2)$$

Очевидно, что $X = \left\{\vec{I}\right\}$ - где $\vec{I}(t) = \left\| \overline{I_1(t), I_m(t)} \right\|$.

В работе [7] получено выражение для определения КГ при последовательной структуре.

$$K_\Gamma = \prod_{i=1}^{m} \lim_{t\to\infty} M\left[I_i(t)\right] \ . \qquad (3)$$

Величина $M\left[I_i(t)\right]$ представляет собой вероятность нахождения $i$-го LRU в работоспособном состоянии в момент времени $t$. Поскольку случайный процесс $L_i(t)$ предполагается регенерирующим, то в силу свойства регенерирующих процессов [1], имеем

$$\lim_{t\to\infty} M\left[I_i(t)\right] = MS_{1,i} \,/\, MS_{0,i} \qquad (4)$$

Подставив значения предела (4) в формулу (3), получим искомое выражение для расчета коэффициента готовности последовательной структур

$$K_{\Gamma} = \prod_{i=1}^{m} MS_{1,i} / MS_{0,i} \,. \qquad (5)$$

Математические ожидания нахождения LRU в состояниях $E_1^{(i)} - E_5^{(i)}$ при внезапных отказах определяются из выражений

$$MS_1 = \frac{1 - e^{-\lambda t_n}}{\lambda\left(1 - (1-\alpha)\cdot e^{-\lambda t_n}\right)}; \qquad (6)$$

$$MS_2 = \frac{1}{1 - (1-\alpha)\cdot e^{-\lambda t_n}}\left[\frac{t_n\left(1 - \beta\cdot e^{-\lambda t_n}\right)}{1-\beta} - \frac{1 - e^{-\lambda t_n}}{\lambda}\right]; \qquad (7)$$

$$MS_3 = \frac{t_{KP}\left(1 - \beta e^{-\lambda\tau_n}\right)}{(1-\beta)\left[1 - (1-\alpha)e^{-\lambda\tau_n}\right]};\ MS_4 = \frac{t_{ЛВ}\alpha e^{-\lambda\tau_n}}{1 - (1-\alpha)e^{-\lambda\tau_n}};\ MS_5 = \frac{t_{ПВ}(1 - e^{-\lambda\tau_n})}{1 - (1-\alpha)e^{-\lambda\tau_n}}\,, \qquad (8)$$

где $t_n$ - среднее время полета ВС; $\lambda_i$ - интенсивность внезапных отказов $i$- го LRU; $t_{КР}$ - средняя продолжительность КР; $t_{ЛВ}$ - средняя продолжительность “ложного восстановления” LRU на заводе- изготовителе или в центре ТОиР; $t_{ПВ}$ - средняя продолжительность правильного восстановления LRU на заводе-изтовителе или в центре ТОиР.

Установившееся значение ЭВБР $i$- го LRU можно определить из выражения

$$P_э^*(t_n) = \prod_{i=1}^{m} P_{э,i}^*(t_n)\,, \qquad (9)$$

где $P_{э,i}^*(t_n)$ - установившееся значение ЭВБР при внезапных отказах на интервале $(kt_n, t)$ которое определяется по формуле

$$P_э^*(t_n) = \lim P_э\left[kt_n, (k+1)t_n\right] = (1-\beta)\cdot e^{-\lambda t_n} / (1 - \beta\cdot e^{-\lambda t_n})\,,$$

где $t_n$ - среднее время полета ВС; $\lambda_i$ - интенсивность внезапных отказов $i$- го LRU.

**Параллельная структура.** Система с параллельным с точки зрения надежности включением LRUs работоспособна тогда и только тогда, когда работоспособен по крайней мере один из LRUs. Структурная функция имеет вид:

$$\Phi\left[\vec{I}(t)\right] = 1 - \prod_{i=1}^{m}\left[1 - I_i(t)\right]\,. \qquad (10)$$

Подмножество $X$ состоит из векторов $\vec{I}(t)$, имеющих хотя бы один единичный элемент.

Если параллельная структура состоит из $m$ однотипных LRUs, то имеют место соотношения:

$$K_{\Gamma} = 1 - \left(1 - MS_1 / MS_0\right)^m; \qquad (11)$$

$$P_э^*(t_n) = 1 - \left[1 - P_{э,0}^*(t_n)\right]^m; \qquad (12)$$

где $P^{*}_{э,0}(t_n)$ - установившееся значение ЭВБР любого из m LRUs.

**Структура резервирования "h из m".** Система, имеющая структуру "h из m", работоспособна, если работоспособны по крайней мере h из всех m LRUs, входящих в систему. При $h > \frac{m}{2}$ структура " h из m" относятся к классу мажоритарных структур и реализует логику большинства. По сравнению с другими способами резервирования мажоритарные структуры являются наиболее защищенными от случайных сбоев в каналах передачи дискретной информации. Поэтому логика " h из m" используется в резервированных аналого-цифровых системах с целью повышения достоверности информации о параметрах положения и движения самолета, получаемой от систем датчиков информации.

Функционирование структуры "h из m" возможно только при наличии мажоритарного органа, в котором осуществляется сравнение входной информации от систем датчиков. Функции мажоритарного органа в бортовом комплексе пилотажно-навигационного оборудования выполняет вычислительная система управления полетом . С точки зрения надежности мажоритарный орган последовательно соединен со структурой "h из m", поэтому его отказ приводит к отказу всей системы. Поскольку последовательно-параллельная структура будет рассмотрена ниже, здесь принимается допущение, что мажоритарный орган является безотказным.

Структурная функция в данном случае имеет вид:

$$\varphi\left[\vec{I}(t)\right]=\begin{cases}1, \text{если} \sum\limits_{i=1}^{m} I_i(t) \geq h;\\ 0, \text{если} \sum\limits_{i=1}^{m} I_i(t) < h.\end{cases} \qquad (13)$$

Подмножество h состоит из векторов $\vec{I}(t)$, имеющих не менее h единичных элементов. Если структура типа " h из m" состоит из однотипных LRUs, то КГ с учетом выражения (3), можно определить по формуле

$$К_{\Gamma} = \sum_{i=h}^{m} c_m^i (MS_1/MS_0)^i (1 - MS_1/MS_0)^{m-i}, \qquad (14)$$

где $c_m^i = \frac{m!}{i!(m-i)!}$ - число сочетаний; $MS_1, MS_2$ и $MS_5$ математические ожидания нахождения LRU в состояниях $E_1^{(i)}, E_2^{(i)}$ и $E_5^{(i)}$ соответственно.

$$P_Э{}^{*}(t_n) = \sum_{i=h}^{m} c_m^i \left[P_{Э,0}{}^{*}(t_n)\right]^i \left[1 - P_{Э,0}{}^{*}(t_n)\right]^{m-i}; \qquad (15)$$

где $P^{*}_{э,i}(t_n)$ - установившееся значение ЭВБР при внезапных отказах на интервале $(kt_n, t)$ которое определяется по формуле

$$P^{*}_{э}(t_n) = \lim P_э\left[kt_n, (k+1)t_n\right] = (1-\beta)\cdot e^{-\lambda t_n} / (1 - \beta \cdot e^{-\lambda t_n}). \qquad (16)$$

**Последовательно-параллельная структура.** Пусть система состоит из $\Delta$ последовательно соединенных с точки зрения надежности подсистем. Причем подсистема с номером $\delta(\delta = \overline{1,\Delta})$ представляет собой параллельную структуру с

$m_\delta$ LRU. Отказ системы наступает при отказе хотя бы одной из подсистем. Предположим, что $\delta$-я подсистема состоит из однотипных LRUs. Структурная функция последовательно-параллельной структуры резервирования имеет вид:

$$\varphi\left[\vec{I}(t)\right]=\prod_{\delta=1}^{\Delta}\left\{1-\prod_{i=1}^{m_0}\left[1-I_{\delta,i}(t)\right]\right\}, \qquad (17)$$

где $I_{\delta,i}(t)$ - случайный индикаторный процесс для $i$-го LRU $\delta$-й подсистемы.

Показатели эффективности системы ТОиР последовательно-параллельной системы определяются на основании структурной функции (10). При этом установившееся значение ЭВБР

$$P_Э^*(t_n)=\prod_{\delta=1}^{\Delta}\left\{1-\left[1-P_{Э,\delta}^*(t_n)\right]^{m\delta}\right\},$$

где $P_{Э,\delta}^*(t_n)$ - установившееся значение ЭВБР для любого из LRU $\delta$-й подсистемы.

Коэффициент готовности

$$K_Г=\prod_{\delta=1}^{\Delta}\left[1-\left(1-MS_{1,\delta}/MS_{0,\delta}\right)^{m\delta}\right],$$

где $MS_{0,\delta}$ - средний цикл регенерации любого из LRU $\delta$-й подсистемы; $MS_{1,\delta}$-среднее время нахождения любого из LRU $\delta$-й подсистемы в состоянии $E_1^{(i)}$ за средний цикл регенерации.

**Параллельно-последовательная структура.** Пусть в каждой последовательной цели имеем $m$ LRU, а таких цепей всего $Г$. Отказ системы наступает при отказе всех идентичных цепей. Структурная функция такой системы имеет вид:

$$\varphi\left[\vec{I}(t)\right]=1-\prod_{\gamma=1}^{Г}\left[1-\prod_{j=1}^{m}I_{\gamma,j}(t)\right],$$

где $I_{\gamma,j}(t)$ - случайный индикаторный процесс для $j$-го LRU $\gamma$-й цепи.

Установившееся значение ЭВБР параллельно-последовательной системы

$$P_Э^*(t_n)=1-\left[1-\prod_{j=1}^{m}P_{Э,j}^*(t_n)\right]^r,$$

где $P_{Э,\delta}^*(t_n)$ - установившееся значение ЭВБР для $j$-го LRU любой последовательной цели.

Коэффициент готовности

$$K_Г=1-\left(1-\prod_{j=1}^{m}MS_{1,j}/MS_{0,j}\right)^r,$$

где $MS_{0,j}$ - средний цикл регенерации $j$-го LRU любой последовательности цепи; $MS_{1,j}$ - среднее время нахождения $j$-го LRU любой последовательности цепи в состоянии $E_1^{(i)}$ за средний цикл регенерации.

**Выводы**. Разработаны аналитические выражения для расчета показателей эффективности ТОиР систем бортовой авионики. Эти показатели учитывают основные особенности процесса эксплуатации, показатели достоверности систем контроля, а также структуру резервирования систем с точки зрения надежности.. На основе разработанных структурных функций получены выражения для коэффициента готовности и эксплуатационной вероятности безотказной работы каждой структуры. Приведены примеры расчета показателей. Показано, что применение комбинированных структур резервирования существенно повышает надежность функционирования систем авионики. Полученные результаты позволяют произвести выбор оптимальных структур резервирования систем бортовой авионики с целью повышения безопасности и регулярности полетов воздушных судов.

**Библиографический список**


[1] 1. Barlow R., Proschan F. Mathematical theory of reliability. - 2nd edition. - New York: John Wiley & Sons, Inc. – 1996. – 258 p.

[2] 2. Rausand M., Hoyland A. System reliability theory: models, statistical methods and applications. – 2nd edition. - New York: John Wiley & Sons, Inc. - 2004. – 458 p.

[3] 3. Lewis E. E. Introduction to reliability engineering. - 2nd edition. – New York: John Willey & Sons, Inc. – 1996. – 271 p.

[4] 4. Blischke W. R., Murthy Prabhaker D. N. Reliability: modeling, prediction, and optimization. – New York: John Wiley & Sons, Inc. – 2000. – 812 p.

[5] ДСТУ 2860-94. Надійність техніки. Терміни та визначення.-Київ, Держстандарт України, 1995.-111с.

[6] Уланский В.В., Мачалин И.А. Математическая модель процесса эксплуатации легкозаменяемых блоков систем авионики // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2006.-№ 6(32).-С.74-80.

[7] Уланский В.В., Мачалин И.А. Показатели эффективности эксплуатации резервированных авиационных радиоэлектронных систем // Математические машины и системы.-№4.-2006.-67-76.

УДК 621.375.121

# КАЛИБРАТОРЫ ПЕРЕМЕННОГО НАПРЯЖЕНИЯ

Туз Ю.М., Вдовиченко А.В.

Национальный Технический Университет Украины
«Киевский Политехнический Институт»
г. Киев, Украина

# AC VOLTAGE CALIBRATORS

Tuz J.M., Vdovichenko A.V.

National Tachnical University Ukraine
Kiev Polytechnic Institute
c. Kiev, Ukraine

В данной статье проводится обзор современных калибраторов переменного напряжения, их технический анализ, рассмотрение принципов действия и сравнение рабочих параметров.

**Ключевые слова:** калибратор переменного напряжения, измерительный стандарт, вольт-грецовая характеристика, прямой цифровой синтез.

Современные калибраторы переменного напряжения это системы для проведения поверки и градуировки вольтметров, измерителей уровня. Они могут применяться в качестве многозначной меры переменного напряжения, как при автономном использовании, так и в составе перемещаемых (транспортируемых) систем поверки средств измерений.

В области современных калибраторов можно выделить следующие модели Fluke 5700A/5720A/5725A/5790A, В1-29, Н4-6, Н4-7 и Н5-3 [1,2,3,4,5]. Существующие калибраторы можно разделить на две группы. В первой группа, выдаваемый калибратором сигнал авторегулируется внутри самого калибратора. Во второй группе калибратор состоит из вольтметра и регулируемого генератора. Вольтметр выдает разницу между генерируемой и требуемой величиной, значение генератора изменяется автоматически или вручную до тех пор, пока разница не станет меньше заданной точности. Отдельные приборы в составе калибраторов второй группы проще в исполнении и имеют удовлетворительные характеристики, но вся система получается менее надежной.

Приборами первой группы, из названых выше, являются Fluke 5700A, 5720A, а также В1-28, В1-29, Н4-6, Н4-7 и Н5-3. Из второй группы приведен Fluke 5790A.

Для лучшего сравнения дадим вольт-герцовые (ВГ) характеристики рассматриваемых приборов. На рисунке 1 приведена ВГ характеристика

калибраторов 5700A, 5720A и 5725A. На рисунке 2 приведена ВГ характеристика калибраторов B1-29, H4-6 и H4-7 и 5790A. . На рисунке 3 приведена ВГ характеристика калибратора H5-3

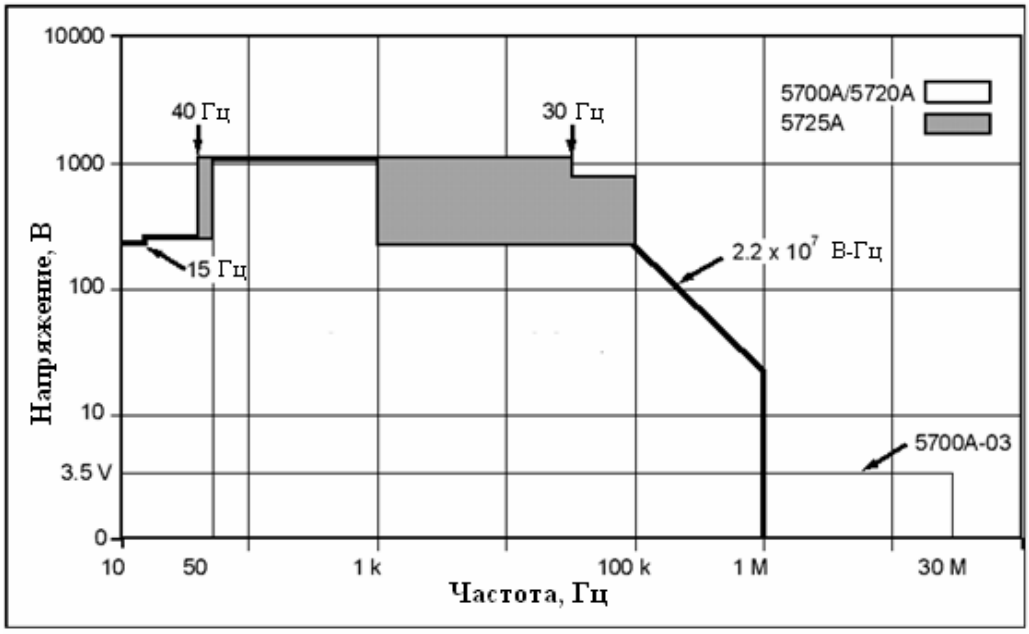



**Рисунок 1.**

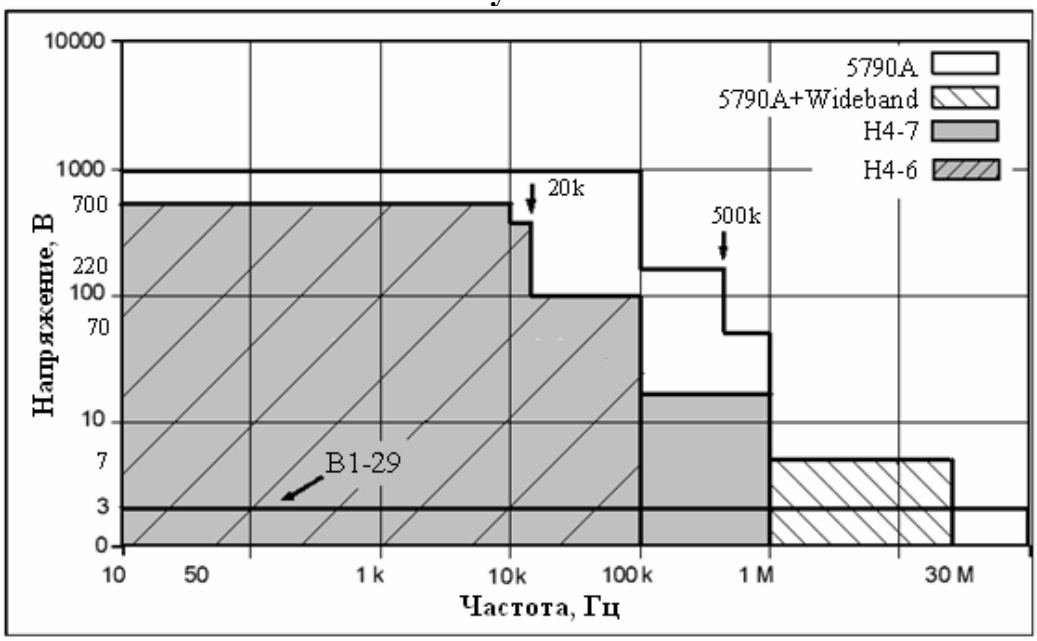



**Рисунок 2.**

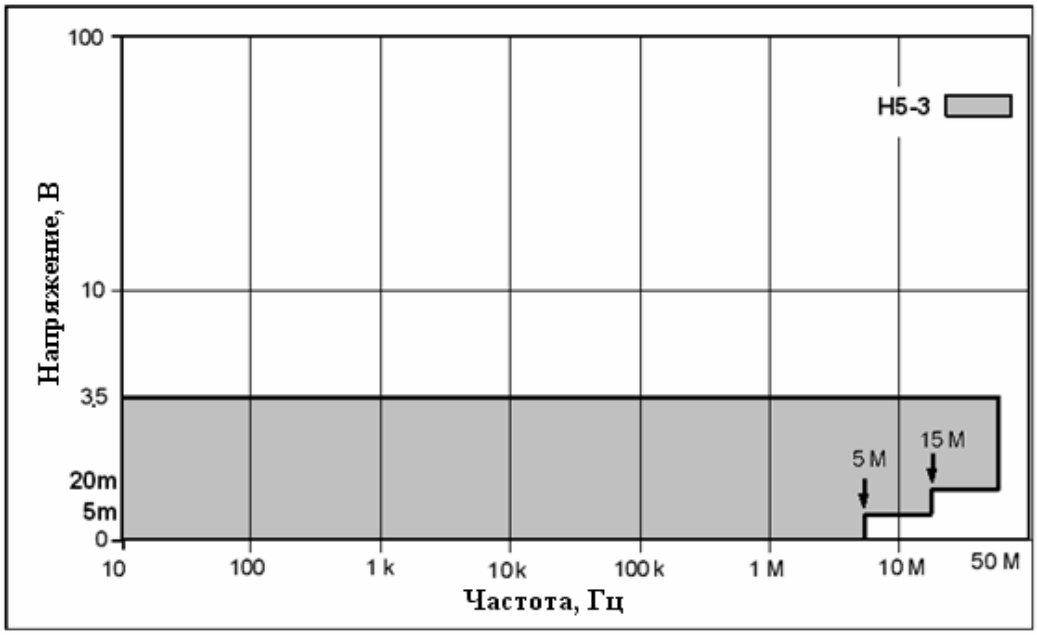



**Рисунок 3.**

Как видно из вольт-герцовых характеристик, калибратор В1-29 покрывает самый большой частотный диапазон, но имеет не высокий уровень выходного сигнала. Калибраторы 5700A и 5790A имеют большой диапазон выходного сигнала (до 1000 В), но только на частотах до 1 МГц, а на частотах выше 1 МГц они нуждаются в дополнительных широкополосных модулях. Калибраторы Н4-7 и Н4-6 имеют достаточно неплохую ВГ характеристику, приемлемую для работы на частотах до 100 КГц, для Н4-6, и 1 МГц, для Н4-7, но все же не дотягивают до показателей калибраторов фирмы Fluke. Калибратор Н5-3 имеет широкий частотный диапазон, но у него очень плохие показатели температурных коэффициентов, это означает, что калибратор нецелесообразно использовать как переносной стандарт.

В настоящее время существуют множество методов генерирования переменного напряжения. Рассмотрим те методы, которые используются в анализируемых приборах.

Первый метод, рассмотрим на примере В1-29. В нем переменное напряжение формируется из постоянного в виде ступенчатой функции, аппроксимирующей синусоиду, и сравнивается с постоянным опорным напряжением. Изменение значений выходного напряжения достигается цифро-аналоговым преобразователем и широкополосным аттенюатором.

Внутри калибратора имеется источник напряжения, он представляет собой многозначную меру переменного напряжения. На вход источника калиброванного напряжения поступают тактирующие импульсы с частотой дискретизации квазисинусоидального напряжения.

Источник является системой автоматического регулирования с замкнутой петлей обратной связи. В схеме используется способ формирования квазисинусоидального ступенчатого сигнала с последующей фильтрацией для получения синусоидального напряжения.

Импульсы с частотой f, в 16 раз превышающей частоту выходного напряжения, поступают на тактовый вход формирователя квазисинусоидального сигнала, выходное напряжение которого пропорционально уровню управляющего напряжения, поступающего с суммирующего усилителя I. Перестраиваемый по частоте активный фильтр НЧ ослабляет высшие гармоники квазисинусоидального сигнала. С выхода фильтра синусоидальное напряжение поступает на неинвертирующий вход усилителя мощности и далее на выход источника.

Преимуществом такого метода является то, что уровень выходного переменного сигнала зависит от постоянного напряжения, подаваемого на формирователь. Такое построение является высоко стабильным к влияниям разного рода.

Следующим методом генерирования переменного напряжения, является метод RLC цепочек. Изменение выходного напряжения происходит за счет изменения параметров RLC цепей. Этот метод формирования заложен в калибраторе Н5-3. Температурная погрешность данного метода очень высока. Из-за этого при переключениях во время калибровки не обеспечивается идентичность показателей, прибор нельзя использовать как переносной стандарт. Также калибратор с таким методом формирования напряжения плохо использовать как источник сигнала работающий длительное время.

Еще один метод заложен в приборах Fluke 5700A/5720A. Здесь генератором переменного напряжения выступает RC генератор. Генератор состоит из собственно квадратурного генератора с фиксированной амплитудой, цифро-линейного уровне-контролируемого усилителя, переменной фазо-переключающей сети с фиксированной амплитудой, фазо-устанавливающей цепи и цифровой контролирующей цепи.

Квадратурный генератор основан на принципе двойного интегрирования. Он состоит из двух операционных усилителей как RC интеграторов, и инвертирующего сигнал суммирующего усилителя. Интеграторы идентичны и включаются с цепью обратной связи. Емкости, переключаются с помощью реле, для выбора одного из пяти частотных уровней. 8-битный резистивный ЦАП выбирает частоту внутри уровня.

Невозможно генерировать стабильный синусоидальный сигнал только используя эти усилители. Поэтому в схеме присутствует контролирующая часть. Она состоит из интегратора ошибки и линейного квадратурного перемножителя, который используется для контролирования уровня сигнала и стабилизирования его путем добавления небольшого фазового сдвига.

Рассмотрим самые эффективные методы стабилизации выходного напряжения, которые используются в приведенных выше приборах.

Первый метод стабилизации используется в калибраторе В1-29.

Принцип его заключается в следующем. Для получения точных значений напряжения калибратор содержит два источника: низкочастотный (10 Гц - 100 кГц) и высокочастотный (0,1-100 МГц). Каждый источник представляет собой замкнутую систему авторегулирования. На низких частотах переменное напряжение формируется из постоянного в виде ступенчатой

функции, аппроксимирующей синусоиду, и сравнивается с постоянным опорным напряжением. Изменение значений выходного напряжения достигается цифро-аналоговым преобразователем и широкополосным аттенюатором. На высоких частотах напряжение, подаваемое на аттенюатор, сравнивается с переменным напряжением низкой частоты детектором.

Основа стабильности выходного сигнала заложена в источнике калиброванного напряжения низкой частоты (ИКННЧ).

Структурная схема ИКННЧ представлена на рис. 4. Источник является системой автоматического регулирования с замкнутой петлей обратной связи (ОС). В схеме используется способ формирования квазисинусоидального ступенчатого сигнала с последующей фильтрацией для получения синусоидального напряжения.

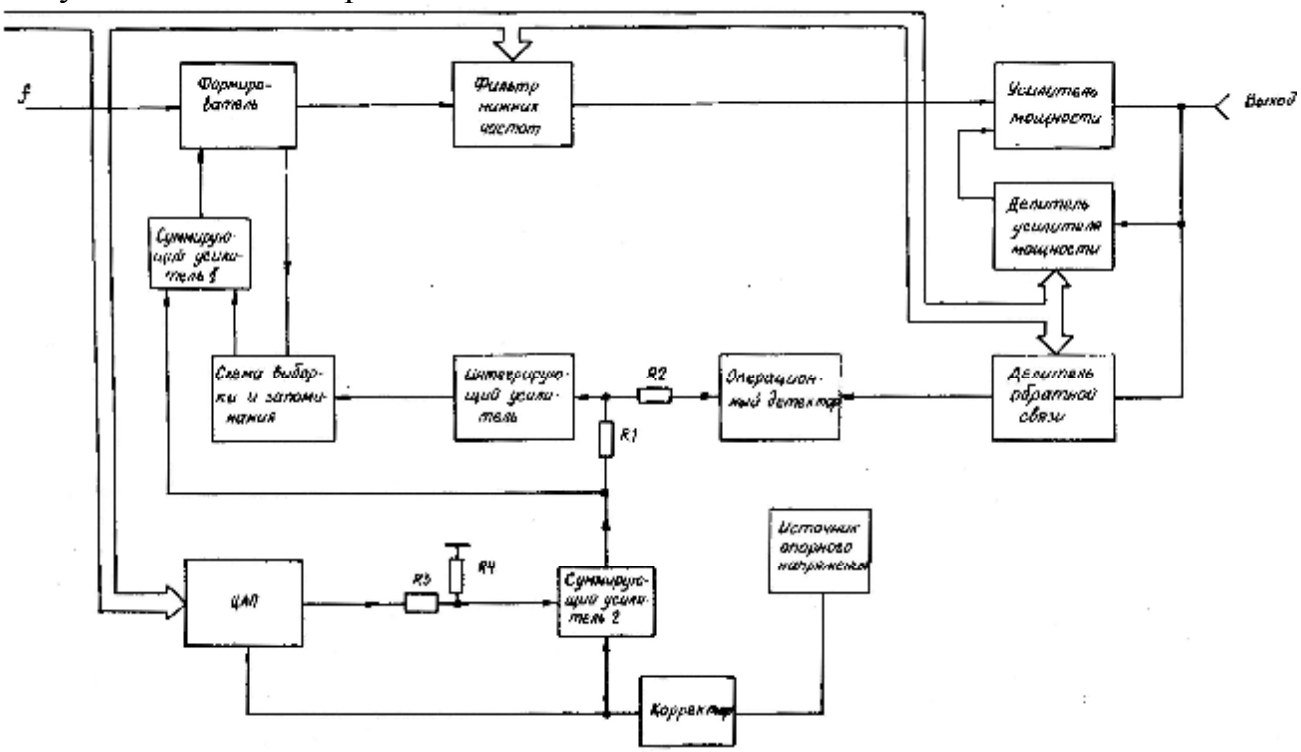



**Рисунок 4.**

Цепь ОС образуют восьмиразрядный управляем кодом делитель ОС и операционный детектор. Напряжение с выхода операционного детектора через резистор R2 поступает на вход интегрирующего усилителя для сравнения с опорным постоянным напряжением, поступающим через резистор R1 с выхода суммирующего усилителя 2.

Схема выборки-запоминания осуществляет подавление пульсаций управляющего напряжения на частотах ниже 1 кГц. На частотах более 1 кГц напряжение с выхода интегрирующего усилителя поступает прямо на один из входов суммирующего усилителя I, на другой вход которого подается опорное напряжение. Напряжение управления, являющееся суммой опорного напряжения и сигнала рассогласования, с выхода суммирующего усилителя I поступает на управляющий вход формирователя и изменяет уровень выходного напряжения до значения, соответствующего опорному напряжению.

Управление уровнем выходного напряжения в пределах восьми старших двоичных разрядов осуществляется изменением коэффициента деления делителя ОС, причем коэффициент деления делителя усилителя мощности изменяется таким образом, что петлевое усиление остается неизменным при любом уровне выходного напряжения. Управление уровнем выходного напряжения в пределах двенадцати младших разрядов осуществляется изменением опорного напряжения, которое является алгебраической суммой напряжения источника опорного напряжения, поступающего через корректор, учитывающий погрешность аттенюатора на НЧ и напряжения с выхода цифро-аналогового преобразователя (ЦАП), уменьшенного делителем на резисторах R3, R4 в 16 раз.

Таким образом высокая стабильность выходного переменного напряжения обеспечивается использованием постоянного опорного напряжения.

Еще один метод стабилизации заложен в калибраторах Fluke 5700A/5720A.

Главные источники и база стабильности калибратора это: гибридные источники-усилители, запатентованные твердо-корпусные rms термо сенсоры, экстримально-линейный ЦАП и два внутренних точных резистора.

Калибратор достигает своей исключительной точности и стабильности переменного сигнала используя запатентованный Fluke rms термо-сенсор. Он делает сравнения переменного и постоянного напряжения, в реальном времени. Постоянное напряжение является опорным и создается высокоточным цифро-аналоговым преобразователем. Fluke rms термо-сенсор схож в принципах построения с традиционным термо-преобразователем, но имеет: меньшую временную константу, меньшую обратную ошибку, выше уровень сигнал/шум и лучше частотный диапазон. В калибраторе, один rms термо-сенсор служит как переносной стандарт переменного и постоянного сигналов, чтобы уменьшать составляющие погрешностей во время операции калибровки. Второй rms термо-сенсор периодично проверяет и корректирует выходное напряжение во время работы.

В последнее время появились синтезаторы частоты прямого цифрового синтеза (Direct Digital Synthesis - DDS).

Частота, амплитуда и фаза сигнала, формируемого на выходе синтезатора прямого цифрового синтеза (Direct Digital Synthesis - DDS), в любой момент времени точно известны и могут быть запрограммированы. Параметры таких синтезаторов практически не зависят от температуры и старения элементов. Единственным элементом, который обладает характерной для аналоговых схем нестабильностью, является ЦАП. Отличные технические характеристики и высокая скорость перестройки частоты и фазы синтезаторов DDS стали причиной того, что они вытесняют синтезаторы, построенные на основе системы ФАПЧ. Основные преимущества синтезаторов DDS:

* высокое разрешение по частоте и фазе
* быстрый переход на другую частоту (или фазу)
* перестройка по частоте без разрыва фазы и без выбросов напряжения.

Разрешение по частоте достигает тысячных долей герца для выходной частоты до нескольких десятков мегагерц, что практически недостижимо при других методах синтеза. Другой характерной особенностью синтезаторов DDS является отсутствие низкочастотных инерционных елементов, это позволяет достичь малого времени установления сигнала, то есть очень высокой скорости перехода на другую частоту, которая определяется только быстродействием работы цифрового интерфейса и цифровых схем, входящих в состав синтезатора. Третьей особенностью синтезаторов DDS является возможность формирования модулированных сигналов непосредственно в процессе синтеза.

Современные синтезаторы DDS изготавливают по субмикронной КМОП-технологии с использованием логики с напряжением питания 3 В и миниатюрных корпусов. Цены на них постоянно снижаются. Все это делает эти синтезаторы очень перспективными.

Однако дискретизация и цифро-аналоговое преобразование, которым подвергается сигнал в синтезаторах DDS, накладывают и некоторые ограничения:

* максимальная выходная частота не может быть выше половины тактовой (на практике она еще меньше), но благодаря внедрению новых технологий тактовая частота постоянно возрастает
* отдельные побочные составляющие в спектре сигнала на выходе синтезатора DDS могут быть значительно больше, чем в синтезаторах, построенных на основе системы ФАПЧ, т. к. спектральная чистота выходного сигнала синтезатора DDS зависит от характеристик ЦАП
* потребляемая синтезатором DDS мощность практически прямо пропорциональна тактовой частоте и может достигать единиц ватт для высокочастотных синтезаторов, поэтому при высоких тактовых частотах такие синтезаторы могут оказаться непригодными для устройств с батарейным питанием.

Более детально способы реализации преимуществ и устранения недостатков описаны в [6,7,8].

Из существующих сейчас моделей синтезаторов DDS следует отметить ряд AD98xx и AD99xx фирмы Analog Device. В таблице 1 приведены варианты выходных частот синтезаторов Analog Device.

**Таблица 1.** Выходные частоты синтезаторов Analog Device

| **Тип синтезатора DDS** | **AD9833** | **AD9834** | **AD9850** | **AD9851** | **AD9852** | **AD9858** | **AD9859** | **AD9951** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Макс. такт, частота, МГц | 25 | 50 | 125 | 180 | 300 | 1000 | 400 | 400 |
| Макс. Выходная, частота, МГц | 12,5 | 25 | 62,5 | 90 | 150 | 500 | 200 | 200 |

Схема калибратора на основе синтезатора частот приведена на рисунке 5.

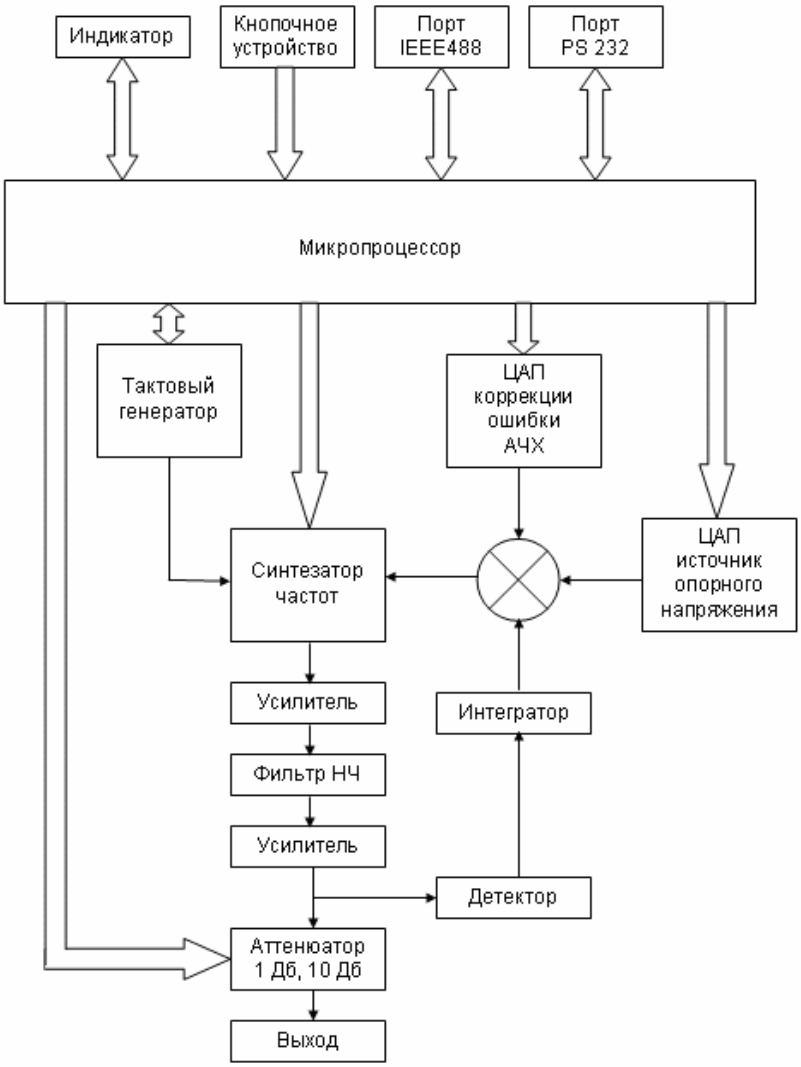



**Рисунок 5.**

В отличие от выше упомянутых калибраторов предлагается генерации частоты использовать DDS, что существенно упростит эту часть калибратора. Установление уровней сигнала в пределах 1Дб осуществляется изменением уровня опорного напряжении с помощью двадцати разрядного ЦАП.

**Библиографический список:**


[1] Series II Multi-Functional Calibrator 5700A/5720A Operators Manual. – Fluke, 1996.
[2] Measurement Standard 5790A Specification. – Fluke, 2006.
[3] Техническое описание и инструкция по эксплуатации В1-29, - 1990.
[4] Техническое описание Н4-6/Н4-7.
[5] Техническое описание Н5-3.
[6] Low Power AD9833/AD9834 DDS Applications Guide. – Analog Devices, 2003.
[7] Макаренко В. Синтезаторы частоты прямого цифрового синтеза. – ЭкиС, Киев: VD MAIS, 2004, №1.
[8] http://www.analog.com.ru/Public/DDS.pdf

УДК: 681.327+656.34

# ВИКОРИСТАННЯ МОБІЛЬНИХ КОМП'ЮТЕРНИХ СИСТЕМ В ПРАВООХОРОННИХ ОРГАНАХ

Н.П.Зінченко, І.О. Бондарець,

Національний технічний університет України "КПІ",
Науково-дослідний центр правової інформатики академії правових наук

України, e-mail: midnight@i.com.ua zinch@aer_ntu-kpi.kiev.ua

*Розглянуті питання використання мобільних комп'ютерних систем в правоохоронних органах, які реалізовані на основі нових комп'ютерних технологій та показана їхня придатність і ефективність для розв'язку задач правоохоронних органів.*

## 1 Вступ

Сучасною тенденцією розвитку інформаційних технологій (ІТ) є стрімке розповсюдження мобільних комп'ютерних систем (МКС). Комп'ютери стають більш продуктивними, що дозволяє вирішувати більш складні завдання, разом із тим їхні габарити постійно зменшуються. Це підтверджує широке поширення ноутбуків, для яких розробляються нові процесори зі зменшеним енергоспоживанням, поява кишенькових персональних комп'ютерів (КПК), оснащених по останньому слову техніки. Більшість КПК, що виробляються сьогодні використовують бездротовий зв'язок Bluetooth, мають інфрачервоний порт, можливість виходу в глобальну мережу, запису на мікрофон, програвання аудіо та відео, а за допомогою слотів розширення їх можливості можна значно розширити. Для КПК навіть виготовляють спеціальні портативні принтери.

Сьогодні КПК знаходять використання в багатьох галузях. В останні роки КПК почали використовувати для вирішення задач правоохоронних органів. Такі безпровідні комп'ютерні рішення на базі КПК та системи глобального позиціонування (Global Positioning System, GPS) використовуються для:

- пошуку в офіційних базах даних інформації про реєстрацію та викрадені транспортні засоби (ТЗ), реєстрацію зброї, про зниклих та розшукуваних, майно, кримінальні справи [1];
- координації перевірок, відправки інформації про злочини, коли офіцер знаходиться поза межами патрульного автомобіля (це є актуальним по причині ненадійності радіозв'язку, адже злочинні угрупування часто використовують радіо сканери) [2];
- автоматизоване складання штрафів за порушення правил паркування шляхом сканування реєстраційного номеру ТЗ спеціальним сканером [3];
- визначення місця знаходження напарника [4];
- координації переслідування злодіїв під час автомобільних погонь, визначення місця знаходження напарника [4].

В результаті, як зазначають самі правоохоронці, використання КПК дозволило:

- отримати моментальний доступ до інформації прямо на місці;
- покращити процес координації та організації взаємодії;
- в критичних випадках замінити ненадійний радіо зв'язок;
- підвищити безпеку та ефективність роботи правоохоронних органів.

Проте, звичайно, існують і деякі проблеми при впровадженні таких систем. Серед них:

- обмеженість бюджету;
- несумісність між GPS та існуючими системами;
- використання бездротового зв'язку.

Для того, щоб система такого типу працювала ефективно, вона потребує 4 компоненти: безпечний доступ до мережі, пристрій для позиціонування, КПК та програмне забезпечення. Останнє дозволяє першим трьом працювати разом, а також здійснювати за допомогою КПК зв'язок із диспетчером та базами даних.

**Безпечний доступ до мережі.**

Це - перший компонент, можливо його забезпечення є найлегшим, так як в США майже в будь-якій місцевості є можливість укладання контракту з провайдерами без провідного зв'язку, такими як Sprint або AT&T. Стандартні протоколи, такі як HTTPS можуть використовуватися для захисту інформації. В той час, як для невеликого відділку це може бути найліпшим рішенням, із зростанням кількості користувачів витрати суттєво збільшаться. До того ж нестійке покриття може серйозно обмежити корисність системи у віддаленій місцевості. Альтернативою є використання paging network. Послуги такої мережі стоять набагато дешевше, ніж послуги операторів мобільного зв'язку, але швидкість передачі даних, відповідно, є нижчою. Великі департаменти можуть навіть розглядати можливість введення власної системи безпровідного зв'язку або використання існуючих комунікаційних систем.

**Інформація про місце знаходження.**

Вибір пристрою для визначення місцезнаходження в першу чергу залежить від рівня точності, який потрібен відділку. Мережене позіціонування, якщо воно доступне в даній місцевості економічно може бути дуже вигідним, якщо для зв'язку використовуються безпровідні мережі, адже немає потреби в додатковому обладнанні. Хоча цей метод не дуже підходить для направлення офіцера на місце злочину або керування погонею, адже він надає дуже загальні відомості про місце знаходження об'єкту. Для більш точного позіціонування використовується GPS-пристрій, який можливо підключити до переважної

більшості КПК та ноутбуків. Він дозволяє визначати місце знаходження з точністю до 3.5 метрів.

**КПК**

Вибір цього пристрою зазвичай обумовлюється потребами мережі та позіціонування. При використанні wireless carrier's мережі підійдуть такі КПК, як T-Mobile, Siemens Pocket PC Phone Edition, Hitach G1000, в яких є все необхідне для підключення. При використанні GPS необхідно впевнитись, що GPS-пристрій може легко під'єднуватись до КПК за допомогою sleeve, serial, Compact Flash (CF), Secure Digital (SD) або Bluetooth. Важливо обрати правильній метод, так як невідповідний метод може суттєво зменшити корисність системи в цілому.

**Програмне забезпечення**

Звичайно, остання частина пазлу – це програмне забезпечення. Існує певна кількість рішень для КПК. Більшість з них написана спеціально для інтеграції з існуючими базами даних. За допомогою спеціального програмного забезпечення можливо реалізувати такі функції, як облік робочого часу, карти місцевості, щоб допомогти офіцеру швидко дістатися до необхідного місця та доступ до іншої інформації про відомих злочинців, небезпечні райони. Повна реалізація може включати в себе навіть функцію, що дозволятиме офіцерам відправляти рапорти прямо з їх КПК.

Правильно реалізоване рішення може зберегти багато часу, допомогти уникнути неточностей, викликаних необхідністю переносити нотатки і навіть врятувати життя.

**2 Використання КПК для підтримання безпеки руху**

Дуже цікавим і перспективним є використання комп'ютерних рішень для підтримання безпеки дорожнього руху. В США, Германії та багатьох інших розвинених країнах вже використовуються наступні рішення: розпізнавання номерних знаків автомобілів, контроль проїзду на червоний сигнал світлофору, контроль проїзду залізничних переїздів, перерозподіл руху автомобілів для уникнення заторів і, звичайно, автоматизований контроль швидкості на дорогах. Створенню універсальної автоматизованої системи для виявлення зазначених вище порушень ПДР, що матиме можливість вимірювання швидкості, фотореєстрації номерних знаків автомобіля порушника, виду та часу порушення ПДР із занесенням в базу даних та моментальної видачі штрафу і призначена дана стаття.

Оскільки швидкість є первинною причиною людських жертв під час автодорожніх пригод, положення про швидкість були першими, для контролю яких використали фото обладнання. Слово „РАДАР" стало таким розповсюдженим, що його вже навіть не пишуть усіма великими буквами (RADAR – Radio Detection And Ranging). Нижче приведений аналіз останніх досліджень, в яких започатковано розв'язання проблеми підтримання безпеки

дорожнього руху, також приведений огляд вимірювачів швидкості, розглянуто принцип дії цих пристроїв та їх функції.

**Вимірювачі швидкості руху автомобілів [5, 6].**

На сьогоднішній день існує достатньо різновидів радарів. Вони відрізняються за принципом дії та основними параметрами, до яких належать: діапазон робочих частот, максимальна дальність дії, можливість точного виділення ТЗ в потоці, можливість вимірювати як швидкість автомобілів, що наближаються, так і тих, що віддаляються. А також, можливість фото- відео-реєстрації порушення ПДР, «невидимість» для радарів-детекторів, можливість реєстрації інших порушень ПДР, ціна та інше. В табл. 1 – наведені характеристики найбільш відомих радарів.

**Таблиця 1.** Основні характеристики вимірювачів швидкості автомобілів

| **Назва приторою** | **Діапазон роботи** | **Макс. дальність дії, м** | **Виділення ТЗ в потоці** | **Напрямок руху цілі** | **Можливість фото/відео реєстрації** | **Автономний режим** | **Не детектується радарами-детекторами** | **Можливість фіксації інших порушень ПДР** | **Ціна, $** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Барьер 2М | X | 500 | - | - | - | - | - | - | 200 |
| Барьер 2-2М | X | 500 | - | - | - | + | - | - | 290 |
| Сокол | X | 300-500 | + | - | - | + | - | - | 390 |
| ЛИСД-2 | лазер | 1000 | + | + | + | - | + | - | 5000 |
| Сокол-Виза | X | 500 | + | - | + | - | - | + | 3500 |
| ПКС-4 | K | 1000+ | + | - | + | - | + | - | |
| ВКС | K | 1000+ | + | + | + | - | + | + | 5500 |
| Іскра-1 | K | 500 | + | + | - | + | + | - | 430 |

**Ефективність.**

Взагалі, звичайні радари (вимірювачі швидкості) використовуються у всьому світі для контролю швидкісного режиму. Їх ефективність загально відома. Фото радари використовуються порівняно недавно. Проте вони теж є дуже ефективними. Результати досліджень доводять, що використання фото радарів призвело до значного зменшення швидкостей та зменшило відсоток водіїв, які перевищують дозволену швидкість. Але існують і противники використання такої техніки. Вони наполягають на тому, що виховна бесіда з інспектором є більш корисною, ніж штраф, отриманий поштою. Адже це може розцінюватись як просте поповнення бюджету.

**3 Принцип дії вимірювачів швидкості**

У 1842 році Крістіан Джоан Допплер (Christian Johann Doppler) передбачив зв'язок між частотою електромагнітного випромінювання об'єкту, що рухається та його швидкістю [7, 8, 9]. „Ефект Допплера", як він відомий сьогодні, був сформульований Ейнштейном та Шрьодінгером та є базовим принципом дії радару. Радар, за визначенням, - це електромагнітна система для визначення та знаходження розташування об'єкту. Він передає певний сигнал, наприклад імпульсно-модульовану синусоїду, і визначає параметри відображеного сигналу. Говорячи просто, Допплерівський ефект вказує на те, що передана і відбита енергія буде мати різну частоту, яка змінюватиметься в прямій пропорції до відносного переміщення об'єкту. Якщо об'єкти рухаються на зустріч один одному, то відбита частота буде вищою. Якщо вони віддаляються, відбита частота, відповідно, буде нижчою.

Базовий метод вимірювання швидкості радаром полягає в наступному:

1. Радар посилає радіо сигнал.
2. Сигнал дістається об'єкту, відбивається и потрапляє до приймача радару.
3. Якщо існує відносне переміщення між об'єктом та радаром, то частота відбитого сигналу відрізнятиметься від частоти переданого.
4. Кількісне вираження різниці (Допплерівський здвиг) визначатиме швидкість відносного руху.
5. Для діапазону від 8 ГГц до 12,5 ГГц зміна швидкості на 1.6 км/год призводитиме до зміни частоти відбитого сигналу на 31.4 Гц.

Фото радар (Рис.1), на відміну від традиційного ручного радару, має дві особливості, завдяки яким підвищується його точність та стає майже неможливим для порушників уникнути покарання та визначити наявність радару, до того, як він визначить порушення. Цими відмінностями є мала потужність та повне покриття шляху на відміну від традиційного радару. Його розташування над дорогою дозволяє реєструвати перевищення швидкості ще до того, як порушник наблизиться до патрульного автомобілю. Більше того, маючи вихідну потужність усього в 25 мВт, він дозволяє вимірювати швидкість транспортного засобу на 5 полосах шляху. Ці дві відмінності призводять до того, що антирадари не встигають визначити фото радар до того, як порушення вже зафіксовано. Фото радари зазвичай працюють на частоті 24.15 Ггц. Коли автомобіль проїжджає повз випромінювання антени радару, антена робить вимірювання і посилає сигнал до ЦПУ, який призводить у дію високошвидкісну камеру, яка фотографує порушника.

**Рисунок 1.** Мобільний фоторадар

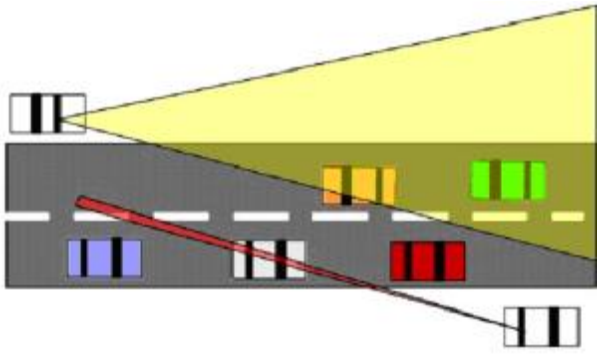
Після визначення наявності порушника внутрішній комп'ютер пристрою розраховує часову затримку для другої фотокамери, відштовхуючись від даних

про швидкість об’єкту, довжини патрульного авто та кута встановлення другої фотокамери. Друга фотокамера, розташована під лобовим склом патрульного авто робить ще один знімок. Він використовується у випадку, коли на автомобілі відсутні передні номерні знаки. Як і перший знімок, цей теж буде включати інформацію про дату та час порушення, швидкість руху порушника. Кожна фотографія, взагалі, може містити наступне: місцевість, де відбулося порушення; транспортний засіб підчас порушення; чітке зображення обличчя водія (тільки на фронтальній фотографії); число, місяць та рік порушення; годину, хвилину та секунду на момент порушення; швидкість ТЗ в км/год; ідентифікаційний номер оператора; назву місця, де відбулося порушення; максимальну дозволену швидкість в цій місцевості; тільки ТЗ порушника на фотографії; порядковий номер фотографії; всі дані повинні бути розташовані таким чином, щоб зображення не втрачало інформативність.

**Рисунок 2.** Звичайний радар та радар нового покоління

Камери, що використовуються у фото радарах є високошвидкісними промисловими камерами, які розроблені спеціально для цілей контролю швидкості. В пристрій вмонтовано швидкісну систему спалаху, що дає можливість цілодобового використання системи. Також вони повинні мати можливість виконувати до кількох тисяч знімків до наступного обслуговування. Строк використання цих камер набагато перевищує стандартні специфікації для 35мм фотокамер, що використовуються професійними фотографами. Це є надзвичайно важливим фактором для таких цілей як фотографія в потоці автомобілів. Ці камери повністю автоматизовані.

**Компоненти фото радару.** Система фото радару складається із трьох підсистем: радар випромінювач та детектор; камера; управління.
Коли транспортний засіб проїжджає повз пучок випромінювань антени радару, пристрій виконує власну перевірку і, якщо вона пройшла вдало, робить серію вимірювань швидкості ТЗ. Розраховується середнє значення, і якщо будь-яке із значень, отриманих під час вимірювань відрізняється більш ніж на 2 відсотки, фотографія не робиться. Після цього антена робить додаткову серію вимірювань швидкості автомобіля-порушника. Значення цих вимірювань порівнюються з середньою швидкістю, розрахованою підчас першої серії вимірювань. Якщо хоч одне з них відрізняється – автомобіль не фотографується. В системі також має бути присутнє підстроювання, для того щоб виключити можливість реагування на інші об’єкти з навколишнього середовища, такі як шум від електричних станцій.



**Управління.** Повинні бути забезпечені можливості для вводу даних про місце розташування пристрою, для настройки та тестування. Для цього використовують просту панель

управління або більш досконалий графічний інтерфейс програми, яка запускається на КПК. Останній в поєднанні з портативним принтером, що під'єднується до слоту розширення може використовуватися для моментальної видачі штрафу. Для обміну інформацією між підсистемами необхідно використати Bluetooth.

**Виклик новому часу.** Пристрій має забезпечувати точні вимірювання в діапазоні від 25 до 250 км/год. Фото радар використовують в будь-якому типі місцевості, як у місті, так і поза його межами, і при будь-яких погодних умовах. Тому система повинна бути протестована для найширшого діапазону температур (від $-30^0$C до $+60^0$C). Система повинна тестувати себе на дієздатність. Будь-які помилки повинні відображатися на дисплеї та ідентифікуватися. Часто є необхідність встановлення системи відео реєстрації, тому, якщо можливо, необхідно це передбачити. Більшість фото радарів на сьогоднішній день є стаціонарними, проте з розвитком технології вони стають все більш мобільними. Тенденції полягають в тому щоб робити дві фотографії порушника (фронтальний та вид ТЗ ззаду). Для мобільного використання пристрої встановлюють або всередині спеціально обладнаного патрульного авто або на штативі.

В новому поколінні радарів використовують пульсуючий діод з інфрачервоним випромінюванням для вимірювання швидкості, відстані та напрямку. Використовуючи пучок в межах всього $1^0$ (в звичайних радарах 6-$12^0$) дозволяє значно підвищити точність пристрою, і зробити її недосяжною для старих систем. Такий промінь має на прицілі тільки один ТЗ, що зменшує можливість некоректних результатів вимірювання. Іншою характеристикою такого радару є те, що при необхідності можливо фіксувати об'єкти що рухаються в певному напрямку. Наприклад в системі Auto-Trax Photo-LIDAR system пристрій працює за допомогою цифрової фотокамери з великою матрицею та мобільної комп'ютерної системи. Робляться фронтальня (обличчя) та задня (номерний знак) фотографії транспортного засобу, водії якого порушив правила дорожнього руху. Автомобілі, що не порушують швидкісний режим теж підраховуються, і інформація про них зберігається з метою подальших досліджень та ведення статистики. Пристрій повністю цифровий і не використовує плівку.

Окрім фоторадарів існують інші пристрої для контролю за виконанням правил дорожнього руху з фотофіксацією порушників. Це пристрої контролю проїзду на заборонний сигнал світлофору, порушень при проїзді залізничних переїздів та використанні реверсивної смуги руху [10, 11, 12]. Такі системи вже широко поширені за кордоном, протее вони є достатньо дорогими. За умови підключення вітчизняного виробника та створення універсальної модульної системи, розумного підходу при проектуванні є можливість знизити вартість такого комплексу та адапувати його для вітчізняного використання, а це включає в себе і мову для программного забезпечення, і мову, якою роздруковиватимуться штрафи, вестимуться бази даних. Отже переваги розробки вітчизняного комплексу для контролю дотримання правил дорожнього руху очевидні.

## 4 Недоліки та пропозиції

Основними недоліками існуючих вимірювачів швидкості є:

- можливість їх виявлення радарами-детекторами;
- обмежена дальність дії;
- проблеми з визначенням швидкості ТЗ в потоці;
- відсутність можливості реєстрації доказів (фото/відео) про порушення ПДР;
- відсутня можливість автоматизовано фіксувати інші види порушення ПДР;
- людський фактор;
- висока ціна.

Необхідно зазначити, що виробники систем вимірювання швидкості постійно борються з цими проблемами і знаходять розв'язок для них. Основними пропозиціями по розробці такої системи є наступні:

- Розробити такий алгоритм обчислення швидоксті, щоб унеможливити виявлення комплексу різного роду радарами-детекторами (як це зроблено в ПКС-4 [13]);
- забезпечити фотореєстрацію доказів порушення ПДР;
- виключити людський фактор при складанні штрафу;
- завдяки модульності системи додати можливість реєстрації інших порушень ПДР, таких як проїзд на заборонний сигнал світлофора та ін.

## 5 Загальна концепція системи

Метою даної статті є створення універсального пристрою реєстрації зображень і швидкості з можливістю виявлення наступних порушень правил дорожнього руху:

- Порушення швидкісного режиму;
- Проїзд на заборонний сигнал світлофора;
- Порушення правил проїзду залізничних переїздів;
- Порушення при використанні реверсивної смуги для руху.

У даному пристрої необхідно передбачити можливість формування бази даних порушників і забезпечення дистанційного обміну даними із центральним і мобільним постами [13].

ОСНОВНІ ФУНКЦІЇ

Визначення виду порушення і відповідно фіксація пункту ПДР, який було порушено;

Визначення швидкості транспортних засобів у зоні контролю;

Визначення проїзду на заборонений сигнал світлофора;

Визначення порушення правил проїзду залізничних переїздів;

Визначення порушення при використанні реверсивної смуги для руху

Автоматичне фотографування автомобіля-порушника в момент проходження зони контролю;

Автоматичне внесення в кадр виду порушення, швидкості руху, дати й часу порушення, також назви місцевості та номеру протоколу та інше;

Передача зображень із даними про порушників по цифрових каналах зв'язку на комп'ютери центрального або мобільного поста;

Дистанційне настроювання та керування комплексом;

Одержання та аналіз статистичних даних про інтенсивність транспортного потоку, кількості автомобілів, їх тип;

Зберігання бази даних порушників, можливість виводу необхідних кадрів на друк;

Захист даних від несанкціонованого доступу.

ПРИНЦИП РОБОТИ

Принцип роботи пристрою базується на двох одночасних процесах: вимірюванні швидкості об'єкту доплерівським або радаром з використанням пульсуючого інфрачервоного променю і аналізу відеокадрів рухомої цілі в зоні контролю. Застосування радара з вузькою діаграмою спрямованості дозволяє максимально сполучити зону контролю швидкості з видимою зоною телекамери й виконати одночасну фіксацію зображення й швидкості об'єкту. Датчики встановлюються над кожною смугою руху. Для індікації поїзду на забороняючий сигнал світлофора, використовуватимуться індуктивні антени.

За час проходження зони контролю швидкість автомобіля багаторазово виміряється й одночасно робиться кілька кадрів. Промисловий комп'ютер, встановлений у датчику, виконує цифрову обробку отриманих даних і однозначно зіставляє вимірювану швидкість конкретному кадру із зображенням автомобіля. Виробляється вибірка одного кадру із серії отриманих знімків порушника, на якому номер автомобіля краще видний. За кордоном останнім часом набувають широкого вжитку різні засоби маскування номерних знаків, такі як накладки на номерні знаки та різного роду спреї. Останні формують спеціальний шар на номерному знаці, який при спрацюванні спалаху фоторадару засвічує номер. Тому є доцільним виділяти автомобілі-порушники, в яких не вдалося розпізнати номерні знаки в окрему групу. Окрім того розмістити на деякій відстані від комплексу мобільний пост, для того щоб в інспектора була можливість зупинити порушника. Необхідно передбачити можливість фотореєстрації обличчя водія ТЗ.

Таким чином, ми одержуємо фотографію автомобіля-порушника, у яку вдруковані дані про його швидкість, час і дата порушення, інших данні. Отримана фотографія по цифрових каналах зв'язку передається на сервер зберігання центрального поста або в on-line режимі на мобільний пост.

СТРУКТУРНА СХЕМА КОМПЛЕКСУ

I. ПОСТ КОНТРОЛЮ ШВИДКОСТІ (ПКШ):

На **ПКШ в**становлюється один або кілька **ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ КОМБІНОВАНИХ ДАТЧИКІВ (ІКД)** по числу смуг руху, що дозволяє фіксувати всіх порушників, що перевищили межу швидкості на даній ділянці автошляху.

До складу ІКД входить:

- радар з вузькою діаграмою спрямованості (або лазерний пульсуючий радар)
- спеціалізований промисловий комп'ютер;
- високочутлива телекамера (чорно-біла або кольорова);
- блок живлення;
- блок дистанційного включення/відключення;
- блок прийому/передачі даних;
- блок керування температурою й підтримки клімату.

Датчик має функцію самодіагностики й відбудовних процедур. Датчик збирається в герметичному боксі.

Телекамера датчика може бути оснащена склоочисником з дистанційним керуванням із центрального поста.

**КОНЦЕНТРАТОР** - комунікаційне устаткування, що забезпечує передачу даних від ІКД на центральний або мобільний пост (див. рис. 12). Концентратор має п'ять портів. Кількість ІКД, що підключаються до одного концентратора становить, як правило, не більше 3-4 датчиків. Типові характеристики ІКД наведені в табл. 3.

II. ЦЕНТРАЛЬНИЙ ПОСТ:

Центральний пост містить у собі сервер зберігання даних, комунікаційний сервер, комунікаційне та інше устаткування, та встановлене програмне забезпечення. Центральний пост повинен бути забезпечений лініями зв'язку з постами контролю швидкості. Для цього існує декілька рішень, включаючи бездротовий зв'язок. Якщо комплекс містить у собі невелику кількість датчиків, то центральний пост може складатися з одного комп'ютера для оператора. На Центральному пості збираються дані із всіх ПКШ, що входять до комплексу. Із центрального поста можна обирати режими роботи ІКД, у тому числі змінювати встановлений поріг швидкості.

III. МОБІЛЬНИЙ ПОСТ:

Мобільний пост включає ноутбук або надолонник (програмне забезпечення на базі WIN CE), устаткування бездротового зв'язку й спрямовану антену. Також може включати в себе портативний принтер для автоматизованого складання протоколу. Апаратура розміщається в патрульному автомобілі й використовується як для одержання даних від ІКД, так і для керування режимами роботи комплексу (забезпечений двосторонній зв'язок). Клієнтське програмне забезпечення дозволяє одержувати фотографії автомобілів-порушників в on-line режимі.

Відстань, що рекомендується, від ПКС до мобільного поста - 1000-1500 метрів, для того щоб інспектор мав необхідний запас часу для зупинки порушника.

До складу комплексу може входити будь-яка кількість постів контролю швидкості й мобільних постів.

Необхідно забезпечити можливість нарощування системи, а також злиття декількох подібних систем у єдиний комплекс.

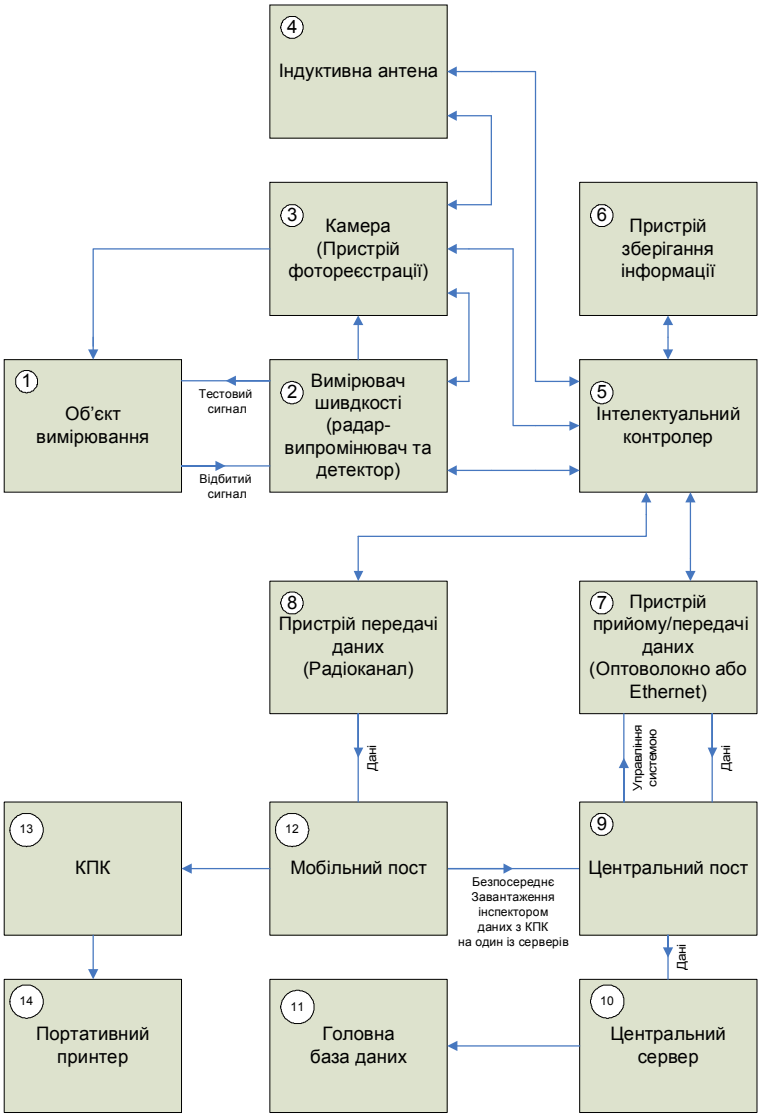



**Рисунок 2.** Блок-схема комплексу

1 – обє’кт вимірювання, транспортний засіб, що підлягає контролю.

2 – вимірювач швидкості. Являє собою радар-випромінювач, що випромінює тестовий сигнал та детектор, що приймає відбитий сигнал. За різницею частот відправленого та прийнятого сигналу визначається швидкість об’єкту.

3 – пристрій фотореєстрацій. Представляє собою камеру з можливістю детектування руху цілі. Взаємодіє з вимірювачем швидкості, індуктивною антеною та інтелектуальним контролером. Робить фотознімки порушника. Вносить в кадр інформацію про порушення.

4 – індуктивна антена. Необхідна для контролю проїзду на заборонний сигнал світлофору та проїзду залізничних переїздів. Якщо її перетинають після вмикання червоного світла, фіксується порушення, транспортний засіб порушника фотографується. Для виявлення ступеню порушення фіксується час, що пройшов після вмикання заборонного сигналу.

5 – інтелектуальний контролер. Може являти собою промисловий комп’ютер. Є «мізком» системи фотореєстрації. Здійснює управління камерою, взаємодію між елементами системи, керує процесами отримання, зберігання, передачі інформації, а також віддаленою настройкою системи з центрального поста (встановленням максимально допустимої швидкості та таке інше).

6 – пристрій зберігання інформації. Зберігає цифрові фотографії порушників з необхідною інформацією на знімку.

7 – пристрій прийому/передачі даних на центральний пост за допомогою оптоволокна або Ethernet. Необхідний для прийому даних про порушника та передачі команд віддаленого управління системою.

8 – пристрій передачі даних на мобільний пост. Використовує радіоканал.

9 – центральний пост. На нього передаються дані з усіх систем фотореєстрації. Вони можуть прередаватися в автоматичному режимі, за допомогою ліній зв’язку або завантажуватись вручну безпосередньо з КПК інспектора.

10 - центральний сервер. На нього надходять дані з усіх центральних постів.

11 – головна база даних. Знаходиться на центральному сервері. Являє собою сукупність усіх місцевих баз даних. Дозволяє роботи різного роду виборки для ведення статистики, виявлення злісних порушників та ін.

12 – мобільний пост. Розташовується на певній відстані від системи фотореєстрації, для того щоб інспектор мав змогу зупинити порушника.

13 – КПК. Є частиною мобільного поста. Має власну базу даних, можливість завантаження їх з системи фотореєстрації. За допомогою спеціального програмного забезпечення дозволяє швидко визначити в потоці порушника та зупинити його для накладання штрафу.

14 – портативний принтер. Якщо необхідно, може використовуватись для друку квитанції прямо на місці, з автоматичним внесенням до неї усіх даних про порушення.

СПОСОБИ ПЕРЕДАЧІ ДАНИХ

Керування датчиками й передача даних можлива різними засобами. Швидкість передачі даних і припустима відстань визначаються типом каналу зв'язку.

**Комунікаційна схема** комплексу розробляється виходячи із загальної кількості встановлюваних датчиків, необхідної пропускної здатності каналу й територіальної "прив'язки" проекту (див. табл. 2).

**Таблиця 2.** Способи передачі данних

| ТИП КАНАЛУ | ШВИДКІСТЬ ПЕРЕДАЧІ ДАНИХ | ОБМЕЖЕННЯ ПО ДАЛЬНОСТІ |
|---|---|---|
| Волоконно-Оптичний кабель | 100-1000Mbit/s (до 200 кадрів/с) | до 15-20 км (залежно від типу кабелю) |
| Кабель UTP5 | 100Mbit/s (20 кадрів/с) | до 100 метрів |
| Бездротовий радіоканал (стандарт 802.11g/b) | 5-10 Mbit/s ( 1-2 кадри/с) | до 1,5 км у зоні прямої видимості |
| Телефонна лінія | 33 Kbit/s (3 кадри на хвилину) | без обмежень |
| Мобільний зв'язок GSM | 10 Kbit/s (близько 1 кадру на хвилину) | у зоні покриття оператора GSM |

ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КОМПЛЕКСУ

ВБУДОВАНЕ ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КОМПЛЕКСУ

Вбудоване ПО комплексу вирішує завдання спільної математичної обробки даних, одержуваних з ІКД і телекамер, аналізу зображень, вимірювання швидкості, зіставлення фотографій транспортних засобів й

ошвидкості їх руху, діагностики й комунікаційних функцій комплексу. Відповідні програмні компоненти попередньо встановлюються на промислові комп'ютери всіх ІКД і серверів, що входять до складу комплексу.

Клієнтське програмне забезпечення складається з декількох програмних модулів:

МОДУЛЬ ЗАВАНТАЖЕННЯ ДАНИХ

Модуль призначений для прийому даних на комп'ютер оператора безпосередньо з датчика або сервера даних комплексу (при наявності декількох датчиків) і збереження зображень у зазначеному каталозі.

Перед завантаженням можна задати відсоток стиску фотографій - ця функція актуальна при роботі з повільними каналами зв'язку (телефонні лінії, що комутуються, GSM).

Модуль може працювати в ручному або автоматичному режимах:

У ручному режимі користувач самостійно задає інтервал часу за який необхідно завантажити дані, а також може вибрати окремі файли для завантаження.

В автоматичному режимі виконується завантаження всіх доступних файлів на даний момент, причому зі списку вибираються тільки ті файли, яких немає на локальному комп'ютері оператора.

МОДУЛЬ ДЛЯ РОБОТИ З БАЗОЮ ДАНИХ

Даний модуль призначений для перегляду отриманої бази даних і роботи із зображеннями автомобілів-порушників.

Програма має дозволяти робити пошук і сортувати бази даних за значенням зафіксованої швидкості, даті, номеру протоколу й інших параметрів, робити різного роду виборки. У режимі перегляду й редагування можна змінити контрастність або яскравість, збільшити зображення для покращення видимості номера, а також роздрукувати фотографії на принтері.

МОДУЛЬ ВІДЕОФІКСАЦІЇ В РЕЖИМІ ON-LINE

Програмний модуль призначений для прийому даних про порушників з датчиків комплексу в режимі реального часу.

Програма має дозволяти підключитися до будь-якого датчика комплексу, причому одночасно до декількох датчиків (для комфортної роботи рекомендується не більше 4 датчиків) і встановити поріг швидкості для кожного датчика.

При перевищенні встановленої межі швидкості фотографія порушника передається по каналах зв'язку на комп'ютер у режимі on-line (передається тільки одна фотографія порушника, на якій номерні знаки краще видно). Індикація швидкості порушення супроводжується звуковим сигналом. Аналогічно програмі роботи з базою даних є режим перегляду фотографії, її збільшення, редагування, регулювання контрастності і яскравості. При необхідності можна також роздрукувати фотографію на принтері.

МОДУЛЬ СТАТИСТИКИ

Програмний модуль призначений для збору й обробки статистичних даних.

Всі автомобілі, що проходять крізь зони контролю датчиків комплексу, реєструються. Причому по тривалості спостереження об’єктів зоні контролю визначається тип транспортного засобу (легковий, вантажний, автопоїзд).

У результаті даний програмний модуль дозволить одержати дані про інтенсивність дорожнього руху: кількість автомобілів, що проїхали через дану ділянку дороги внаведених або фактичних одиницях за зазначений проміжок часу, середню швидкість автомобілів і інші дані. Необхідно забезпечити можливість згенерувати графік і роздрукувати отримані дані.

МОДУЛЬ АДМІНІСТРАТОРА

Даний модуль призначений для вилученого керування датчиками комплексу, включаючи різні настроювання (зони контролю, припустимий поріг швидкості та ін.)

**Таблиця 3.** Типові характеристики ІКД

| **ПАРАМЕТР** | **ЗНАЧЕННЯ** |
|---|---|
| Робоча частота радара | 24,15±0,1 ГГц |
| Діапазон вимірюваних швидкостей | 20-240 км/год |
| Кількість контрольованих смуг на один датчик | 1 смуга |
| Ширина діаграми спрямованості в горизонтальній і вертикальній площині | 4 град |
| Фокусна відстань об'єктива | 4,0 - 88,0 мм |
| Мінімальна освітленість мети в зоні контролю (не менш | 80 люкс |
| Напруга живлення | 160 -270 В |
| Споживана потужність одного датчика з термоелементом | 100 Вт |
| Робочий діапазон температури | - 30ºС +50ºС |
| Габаритні розміри без кріплення | 560х250х300мм |
| Маса датчика | 12 кг |

УСТАНОВКА ДАТЧИКІВ

Датчики розміщаються над дорогою на висоті приблизно 5-6 метрів. Для встановлення можуть бути використані стандартні ферми (арки) або консолі на опорах. Допускається зсув щодо осі контрольованої смуги не більше 1.5 м. Датчики можуть бути спрямовані як на зустрічний транспорт, так і в попутному напрямку руху транспорту.

До кожного ІКД підводиться живлення 220В і засоби комунікації. Додатково датчики можуть бути оснащені блоком очищення об'єктиву, керованим із центрального поста.

В даній системі пропонується поєднати декілька підсистем для контролю дотримання правил дорожнього руху. Систему необхідно зробити модульною, для того щоб при необхідності існувала можливість встановлення різних комбінацій блоків для різного роду контролю.

**6 Висновки**

Запропонована система має виключити людський фактор при накладанні штрафу на порушника. З огляду на свою універсальність та модульність, використання передових технологій, вона представлятиме собою дуже гарний інструмент для контролю дотримання правил дорожнього руху. Широкі можливості для ведення статистики і, відповідно, для прийняття рішень з вдосконалення організації руху на певних участках представлятиме база данних з можливістю робити найрізноманітніші виборки.

Для реалізації такої системи необхідно виконати наступне:

- розробити загальну концепцію комплексу реєстрації швидкості та зображень для реєстрації порушень правил дорожнього руху;
- визначитися зі складном системи, здійснити підбір комплектуючих;
- скласти макет;
- розробити програмне забезпечення для комплексу, в тому числі:
    1. програмне забезпечення для керування процесом фотореєстрації;
    2. програмне забезпечення для розпізнавання образів;
    3. програмне забезпечення для обміну між частинами системи;
- розробити інтерфейс та ПЗ для КПК патрульного, формування баз даних з можливістю організації різного роду виборок.
- виконати тестування та перевірку розробленого комплексу

**Бібліографічний список**


[1] http://www.hp.com/hpinfo/newsroom/feature_stories/2003/crime03.html
[2] http://www.mobilevillage.com/news/2004.07.22/masspolice.htm
[3] http://www.symbol.com/news/pressreleases/nypd_gets__mobile__computers.html
[4] http://www.pocketpcmag.com/_archives/may04/HollyWood.aspx
[5] http://www.autoreview.ru/new_site/year2000/n13/radar/radar1.htm
[6] http://www.autoreview.ru/new_site/year2000/n13/radar/radar2.htm
[7] http://www.photocop.com/
[8] http://www.photocop.com/speed.htm
[9] http://www.photocop.com/recognition.htm
[10] http://www.photocop.com/hov.htm
[11] http://www.photocop.com/rail.htm
[12] http://www.photocop.com/red-light.htm
[13] http://www.simicon.com/rus/product/gun/photoradar.html
[14] http://www.roadtraffic-technology.com/contractors/photo_enforcement/robot/

УДК:681.327+656.34

# ЕЛЕКТРОННІ КЛЮЧІ ТА ЇХ ЗАСТОСУВАННЯ

Є.О. Варфоломеєв, магістрант

Національний технічний університет України “КПІ”,
zinch@aer_ntu-kpi.kiev.ua

В статті розглянуті проблеми захисту від нелегального використання і несанкціонованого розповсюдження програмного забезпечення. Запроваджена концепція побудови технології захисту програмного забезпечення від несанкціонованого використання та розповсюдження на основі використанням електронних ключів.

**Вступ**

Актуальною проблемою в сучасних інформаційних систем є вирішення задачі захисту інформації та програмного забезпечення (ПЗ) від несанкціонованого використання та розповсюдження.

Аналіз показує, що для вирішення цієї проблеми необхідно розробити комплексну систему захисту, яка повинна включати: *ідентифікацію* (присвоєння користувачу унікального параметра), *аутентифікацію* (перевірка наявності ідентифікатора) і *авторизацію* (встановлення певних прав доступу) користувачів. Тобто доступ до інформації має лише той користувач у якого є дозвіл.

Використання в якості ідентифікатора логіна, пароля або серійного номера тобто програмного методу захисту не забезпечує належного рівня надійності - існує багато шляхів, які дозволяють обходити захист блокуючи запит паролів або ключів активації. Також будь-який користувач придбавши ліцензійну програму, може просто обнародувати серійний ключ чи код і через декілька годин, їм скористається не одна сотня бажаючих безкоштовно використовувати в своїх цілях цю програму, а також піратів. Використання лише програмних методів не може забезпечити вісокого рівня захисту від несанкціонованого доступу (НСД).

**Використання в якості ідентифікатора компакт-дисків та дискет.**

ПЗ, бази даних та інша інформація записана на компакт дисках (КД) – на сьогодні найбільш розповсюджених носіях інформації, тому актуальною задачею є захист компакт дисків від НСД.

Методи захисту від копіювання базуються на ідеї розміщення на КД такої схованої ключової інформації (створенні такого ключа), що не дає можливості коректно відтворити інформацію на іншому КД. Тобто програма, яка потребує захисту, в якості ідентифікатора дозволу на використання ПЗ використає КД, на якому може бути нанесена унікальна лазерна позначка чи збійні сектори або записаний цифровий підпис, який не буде переноситись при тиражуванні на

інші носії. Існують такі системи захисту як *LaserLock, SafeDisc, SecuROM, LibCrypt protection, CD-Protect, DiscGuard* [1,2,3,4,5].

На сьогодні більшість існуючих способів захисту від копіювання CD/DVD R/RW не є ефективними (виключення StarForce[6],[7]*)*, так як такий захист можна обійти шляхом побітового копіювання за допомогою такого ПЗ як наприклад: *BlindRead*, *CloneCD* [8], *Alcohol 120%* [9].

**Відомі такі методи захисту ПЗ з використанням ключових дискет:**

- Нестандартний формат дискети. Ключова інформація записується на доріжці з нестандартним форматом, що розташована за межами робочого простору дискети. Програма перед початком роботи виконує читання нестандартної доріжки і при відсутності самої доріжки або ключа на ній аварійно завершується.
- Доріжка нестандартної довжини. Програма читає доріжку повністю і перевіряє яка кількість байтів інформації фізично міститься на доріжці. Якщо це число більше чи менше, то програма не запускається.
- Фізичне ушкодження доріжки - якщо в результаті читання заданого сектора відбувається помилка, то програма йде в зовсім інше місце на диску і читає потрібну інформацію, якщо ж сигнал про помилку не надходить, то відбувається читання засмічених даних.
- Інші **[10]**.

Зазначимо, що існують програми, які можуть обійти вище перераховані засоби захисту, і дискету вдається скопіювати і розмножити. Наступник кроком захисту є використання електронних ключів (ЕК), які фактично змінили "ключові" дискети.

**Загальний вид системи захисту на основі ЕК**.

Розглянемо принципи побудови і роботи сучасного ЕК. Його основна задача - захист ПЗ від нелегального копіювання і НСД [11]. Система захисту складається з двох частин: апаратної та програмної.

ЕК являє собою невеличкий пристрій, що під’єднується до комп’ютера через один з стандартних інтерфейсів – LPT, COM, USB, також існують ЕК у вигляді плати. Використання ЕК дозволяє вирішувати майже будь-які задачі захисту інформації. При використанні ЕК вирішуються майже всі задачі захисту інформації:

- ПЗ "прив’язане" не до комп’ютера, а до ЕК, через ЕК може бути прив’язане до конкретного користувача;
- користувачі можуть створювати будь-яку кількість резервних копій програми, але використовувати можуть лише ту, що працює з ЕК;
- захищена програма при запуску може перевірятись на наявність вірусів або на зміну даних чи самої програми (контроль цілісності);
- при використанні технології дистанційного перепрограмування, користувачі можуть миттєво отримати нові функції або нові версії програми;

- дані користувачів надійно захищені від несанкціонованого використання, оскільки без ЕК розшифрувати їх практично неможливо.

***Технологія захисту*** від НСД побудована на:

- перевірці наявності ЕК в порту;
- реалізації запитів з програми, до ЕК і аналізом одержаної відповіді;
- зчитуванні з ЕК необхідних програмі даних таких як параметрів запуску*;*
- шифруванні даних у файлах, необхідних для роботи програми [12].

Загальний вигляд системи зображений на рис.1.

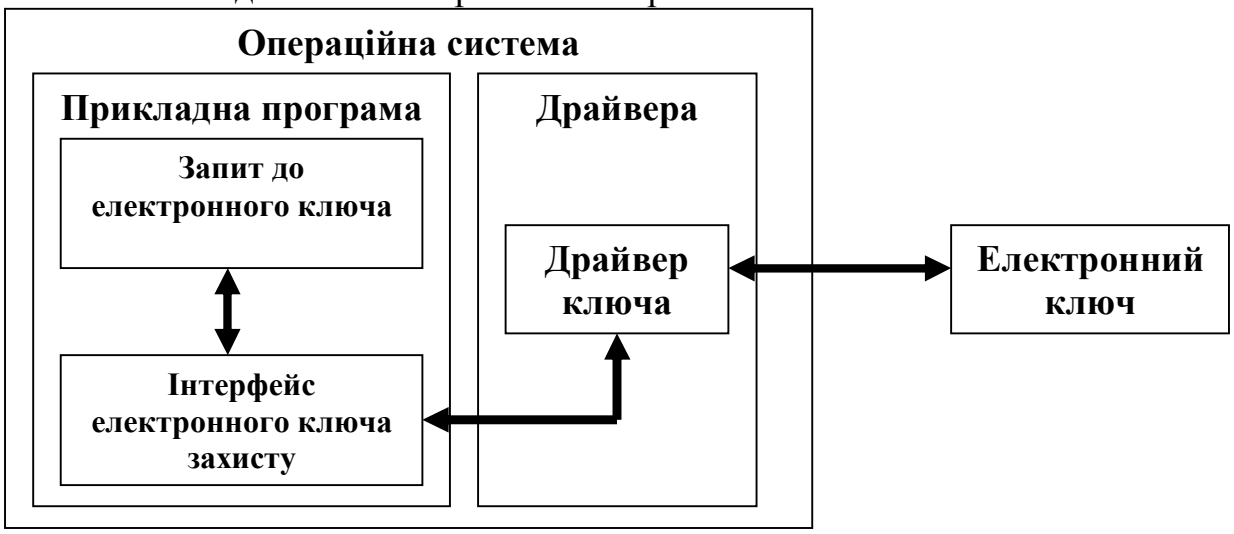



**Рисунок 1.** Структурна схема апаратно-програмного комплексу захисту ПЗ.

Під час запуску програми що захищається, керування передається програмному модулю захисту, який послідовно виконує наступні дії:

1) рестарт ЕК – повернення програми до початкового стану;
2) перевірка наявності ЕК - запис до нього контрольної послідовності байтів і порівняння з кодом присутності;
3) ініціалізація - запис до ЕК ініціалізуючої послідовності байтів;
4) розшифровування захищеного фрагменту програми;
5) формування і перевірка контрольної суми захищеного фрагменту;
6) передача керування програмі і після завершення її роботи очищення пам'яті.

В якості методу шифрування/дешифрування можна використати відомі своєю крипостійкістю алгоритми такі як DES, 3DES, RC3, RC4, BlowFish, Ель-Гамаля і т.д. або ж застосувати метод накладання (за допомогою операції порозрядного XOR) на вхідну інформаційну послідовність, псевдовипадкової послідовності з виходу ЕК, яке називається гамуванням*,* воно забезпечує максимальну швидкодію при мінімальних програмних витратах. Крипостійкість гамування залежить від якості генератора псевдовипадкового коду, що входить до складу ЕК - джерела гамуючої послідовності і ефективності заходів по захисту від несанкціонованого втручання у протокол обміну інформацією між ЕК і комп'ютером [12][13].

**Функціональна модель**

Функціональна схема USB-ЕК (рис.2):

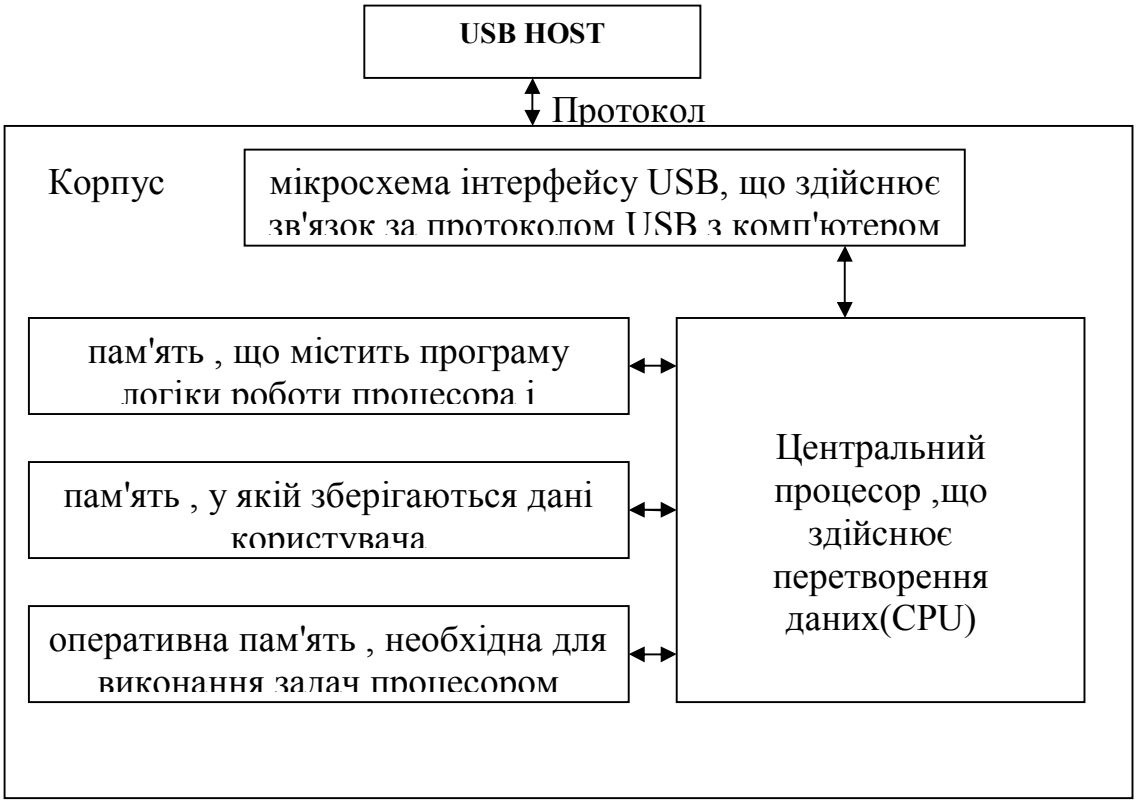



**Рисунок 2.** Функціональна модель електронного ключа.

USB-пакети, передані по шині USB, приймаються мікросхемою інтерфейсу USB. Ця мікросхема виділяє з отриманого пакета тіло, що містить дані, які необхідно записати/прочитати з області пам'яті, призначеної для збереження даних користувача, або прочитати з цієї області службову інформацію(тип операції, адреса, контрольна сума та інше).

**Апаратна частина**

Найкращим вибором інтерфейсу, що відповідає сучасним вимогам передачі даних є USB. Особливості шини USB: обмін даними між ПК і ЕК виконується за ініціативою ПК; швидкість - 12 Мбіт/с або 1,5 Мбіт/с, при цьому до шини можна одночасно під'єднати до 127 пристроїв, які можуть мати різну швидкість обміну; динамічне підключення і відключення пристроїв, при цьому не вимагає перезавантаження комп'ютера; конструкція USB конектора розрахована на багаторазове з'єднання/від'єднання [14].

***Мікроконтролер*** забезпечує:

- комунікаційні функції (підтримка протоколу USB)
- апаратне шифрування за одним з вибраних алгоритмів;
- збереження мікрокоду для керування роботою ЕК (firmware).

Він працює під керуванням мікропрограми, яка записана в ньому при виготовленні, і реалізує деякий складний алгоритм перетворення даних(кодування/декодування). У свою чергу алгоритм залежить від обраного користувачем дескриптора. Дескриптори записуються а пам'ять ЕК і разом з мікропрограмою вони впливають на роботу алгоритму змінюючи його властивості. Мікропрограму неможливо прочитати і модифікувати. Видалення з

програми викликів функцій API (Application Programmable Interface - бібліотечні функції для розробки захисту ПЗ) не має сенсу - якщо алгоритм не був запущений, то програмні дані не були декодовані[13].

При виборі мікроконтролера необхідно врахувати і оцінити велику кількість факторів, таких як вартість(для зменшення загальної вартості системи); наявність потрібної кількості контактів/портів вводу/виводу; наявність периферії такої як: RAM, ROM, Flash, EEPROM, USB і т.д.; продуктивність ядра процесора [15]

Розглянемо один з сучасних мікроконтролерів Atmel, який можна взяти за основу при створенні електронного ключа.

AT89C5131 – флеш-версія однокристального 8-розрядного мікроконтролера 80C51 с функціями повношвидкісного USB порта [16].

AT89C5131 має ядро 80C52X2 (виконує 6 тактів на інструкцію), характеризується повношвидкісним USB модулем сумісним з вимогами USB версій 1.1 і 2.0; об'ємом флеш-пам'яті до 32 кБ; 256 байтами внутрішнього ОЗП; 4 кБ EEPROM; системою переривань з 4-ма рівнями пріоритетів; двома 16-розрядними таймерами-лічильниками (T0/T1); повнодуплексним удосконаленим UART; SPI інтерфейсом (режими головний/підлеглий).

Окрім того має: розширений ОЗП ємністю 1024 байт (XRAM); 16-розрядний реверсивний таймер (T2); програмований лічильний масив (PCA); до 4-х світлодіодних драйвери з програмованим джерелом струму; програмований апаратний сторожовий таймер і скидання при подачі живлення. В режимі холостого ходу центральний процесорний пристрій заморожений, але таймери, послідовні порти і система переривань функціонують. В економному режимі зберігається інформація в ОЗП, мікроконтролер може прокинутись по події USB порта або зовнішньому перериванню.

***Енергонезалежна пам'ять ЕК (EEPROM)*** може бути використана для збереження деякої важливої інформації про програму, а також даних користувача, наприклад: серійний номер програми(ID номер); номер версії/номер модифікації; дата випуску (дата продажу); кількість запусків програми (для демонстраційного режиму); гранична дата/час роботи програми; набір опцій для керування функціями програми.

Ліцензії і ключі шифрування/дешефрування зберігаються в пам'яті без можливості доступу до них ззовні. При конфігурації ЕК треба вказувати області пам'яті, доступ до яких дозволений тільки для читання, читання і запису, або заборонений взагалі. На кожну сторінку пам'яті є можливість установити наступні атрибути доступу:

- читання без авторизації (для розміщення інформації про покупця або будь-якої іншої не конфіденційної інформації;
- читання/запис після авторизації;
- читання/запис за паролем;

Щоб виключити можливість читання або зміни пам'яті зловмисником, на енергонезалежну пам'ять варто встановлювати апаратні засоби захисту операції читання/запису пам'яті ЕК. Також, використання шифрування й електронно-

цифрового підпису виключає можливість дешифрування або підробки коду, що знаходиться в пам’яті ЕК.

**Програмна частина** (рис.3)**.**

Тіло програми шифрується - під час установки захисту користувач вказавши на відповідний дескриптор в пам'яті вибирає алгоритм шифрування, далі додається модуль, який при запуску захищеного ПЗ перехоплює керування на себе. Після відпрацьовування спеціальних антиналагоджувальних і антитрасуючих механізмів, виконуються наступні дії:

- перевірка наявності ЕК і зчитування з нього необхідних параметрів
- перевірка "ключових" умов і прийняття рішення.

У випадку успішних перевірок виконується завантаження і розшифрування тіла захищеної програми, далі - вивантаження захисного модуля з пам'яті і передача керування програмі. У іншому випадку завантаження і розшифрування тіла програми в пам'ять не відбувається.

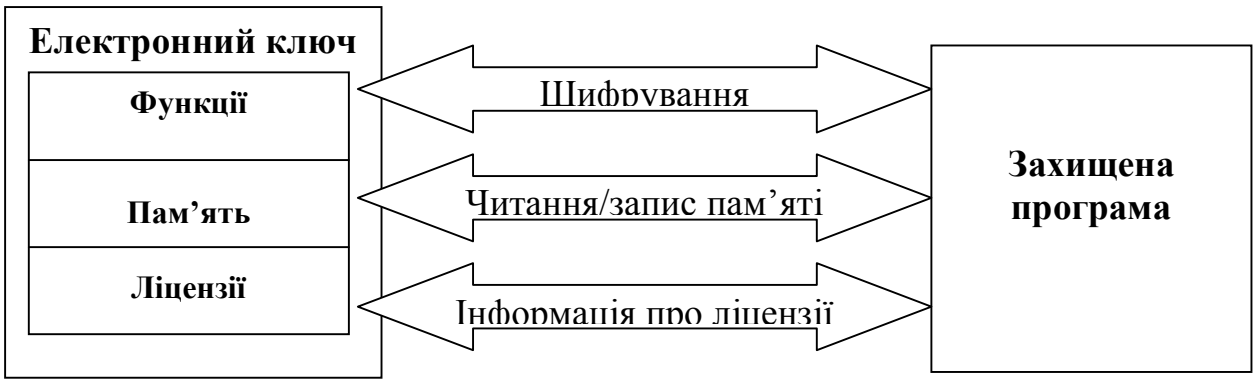



**Рисунок 3.** Програмна частина роботи з ЕК.

***Система автоматичного захисту*** дозволяє прив'язувати за лічені секунди до ЕК програму в тому випадку, якщо її програмний код не доступний для вставки функцій API. Недолік - оскільки захист установлюється на скомпільовану програму, вона не може утворити з програмою нерозривного цілого, тобто існує теоретична можливість відокремити модуль автоматичного захисту. Комбінація автоматичного захисту готових програм із захистом за допомогою функцій API дозволяє сховати не тільки логіку роботи самої програми, але і місця викликів функцій API і логіку роботи з цими функціями.

Драйвер ЕК - системний драйвер, що забезпечує взаємодію між програмою і ЕК. Щоб використовувати ***захист за допомогою функцій API***, необхідно розміщувати виклики функцій, які працюють з ЕК, у програмні тексти ПЗ. У результаті захист виявиться глибоко вбудований в тіло програми. Для універсальності, бібліотеки функцій API повинні бути написані для різних мов програмування, компіляторів, лінкерів, платформ і систем.

**Особливості протоколу обміну**

Протокол обміну з ЕК, є одним із самих слабких місць програмно-апаратного захисту. Його вивчення і емуляція – це один з основних етапів створення імітаторів ЕК.

- *Плаваючий протокол обміну* - від захищеної програми до ЕК і назад передається спеціально сформовані дані-сміття для ускладнення розуміння зловмисником алгоритму протоколу, склад і порядок включення реальних даних з часом змінюється.

- *Кодований протокол обміну* - всі дані, що передаються, кодуються, при цьому метод кодування з часом також змінюється випадковим чином.

- *Адаптивний протокол обміну* - настроювання роботи протоколу відповідно до особливостей апаратного і програмного оточення.

**Система ліцензій**

API - надає розробнику програм гнучкі технологій, що дозволяють застосовувати ряд маркетингових рішень наприклад: будь-яка копія ПЗ працює з будь-якими ЕК зазначеного коду або з певним типом ЕК зазначеного коду; з певним типом ЕК зазначеного коду, у пам'яті якого міститься ідентифікатор лінії продукту зазначеного коду; з ЕК, що має заданий унікальний номер (ID-number).

У залежності від системи даних пам'яті, ЕК повинен дозволяти запускати ПЗ в таких режимах функціональності: демо-версія; оренда(лізинг) ПЗ - використовувати ПЗ певний період або задану кількість запусків; ліцензування окремих модулів/компонентів ПЗ; обмеження кількості одночасно працюючих користувачів (у мережі).

**Висновки**

Аналіз поставленої задачі показує що для створення комплексу захисту можна висунути такі вимоги:

1. Основою ЕК повинен бути мікроконтролер з вбудованою пам'яттю в яку записана мікропрограма захищена від зовнішнього читання і енергонезалежна електрично перепрограмована пам'ять (EEPROM-пам'яті) з апаратним захистом від читання.
2. Ключова інформація, ліцензії і відомості про роботу ПЗ містяться в пам'яті і захищені електронно-цифровим підписом.
3. Передача даних здійснюється через інтерфейс USB.
4. Інтерфейс користувача повинен забезпечувати настроювання системи для роботи з пам'яттю, шифруванням і ліцензіями з можливістю дистанційного перепрограмування пам'яті.
5. Використання системи автоматичного захисту і набір функцій API для безпосереднього включення в код ПЗ, що захищається, на відповідній мові програмування.
6. Протокол обміну повинен забезпечувати високий рівень захисту переданих даних.

**Бібліографічний список**


[1] http://cdmediaworld.com/hardware/cdrom/cd_protections.shtml
[2] http://citforum.utmn.ru/hardware/cd/cd_recorder_2/
[3] http://www.3dnews.ru/reviews/storage/cd-protection/
[4] http://rusdoc.kulichki.ru/public/multimedia/sposoby_zasity_cd.shtml
[5] http://mf.grsu.by/Kafedry/kaf001/academic_process/074/lec_04a?dwnld=1
[6] http://www.star-force.ru
[7] http://www.ixbt.com/optical/starforce-cdr.shtml
[8] http://www.3dnews.ru/reviews/multimedia/clonecd/
[9] http://games.ctalkep.ru/statees_protection_virtual_alcohol.html
[10] http://mf.grsu.by/UchProc/livak/kursi/zaschita/prozas.htm
[11] http://delphikingdom.com/asp/viewitem.asp?catalogid=441#04
[12] http://void.ru/?do=printable&id=921
[13] Бурдаєв О.В., Іванов М.А. «Асемблер в задачах захисту інформації»
[14] http://www.gaw.ru/html.cgi/txt/interface/usb/start.htm
[15] http://kazus.ru/articles/183.html
[16] http://www.gaw.ru/html.cgi/txt/ic/Atmel/micros/mcs51/at89c5131.htm

УДК 681.511

# ЦИФРОВИЙ ЗВ'ЯЗОК ДЛЯ МІКРО СУПУТНИКІВ

О.С. Приходько

Національний технічний університет України „Київський політехнічний інститут”,
м. Київ, Україна
vmd@sver.zpp.ua

**Вступ**

Штучні Супутники Землі (ШСЗ) ідеально підходять для цифрових видів зв'язку. Застосування ультракоротких хвиль (УКХ) радіодіапазонів забезпечує відсутність ефірних імпульсних тріскiв, а малі габарити УКХ - антен дозволяють досить просто організувати роботу систем, що стежать, у поворотних пристроях. Антени із дзеркальними рефлекторами параболічної форми дозволяють одержати великі значення коефіцієнтів посилення.

Більшість користувачів персональних комп'ютерів (ПК) використають керуючу систему Windows. Але найбільш придатними для багатьох видів цифрового зв'язку є операційні системи Linux та MS-DOS. У кожному разі, користувач повинен сам вирішити, який варіант системи вибрати. Все залежить від рівня знань і поставлених цілей.

Зараз існує декілька видів цифрового зв’язку, які використовуються для прийому та передачі інформації такі як: телеграф, телетайп, PACTOR та Packet Radio. [1]

**Огляд та аналіз матеріалів**

Одним із найважливіших практичних застосувань ШСЗ є здійснення далекого зв'язку на УКХ, при якому ШСЗ відіграє роль ретрансляційної станції. По своєму принципу зв’язок через ШСЗ розділяється на активні СС (супутникові станції) і пасивні СС.

Орбіти на яких обертаються супутники можуть бути високими (геостаціонарні) та низькими. Висота геостаціонарної орбіти над поверхнею Землі становить порядку 36 тис. км. Зона видимості з ШСЗ на геостаціонарній орбіті охоплює близько 30% земної поверхні й тому між трьома супутниками, що відстоять друг від друга на 120°, можна забезпечити зв'язком майже всю земну кулю (рис. 1).

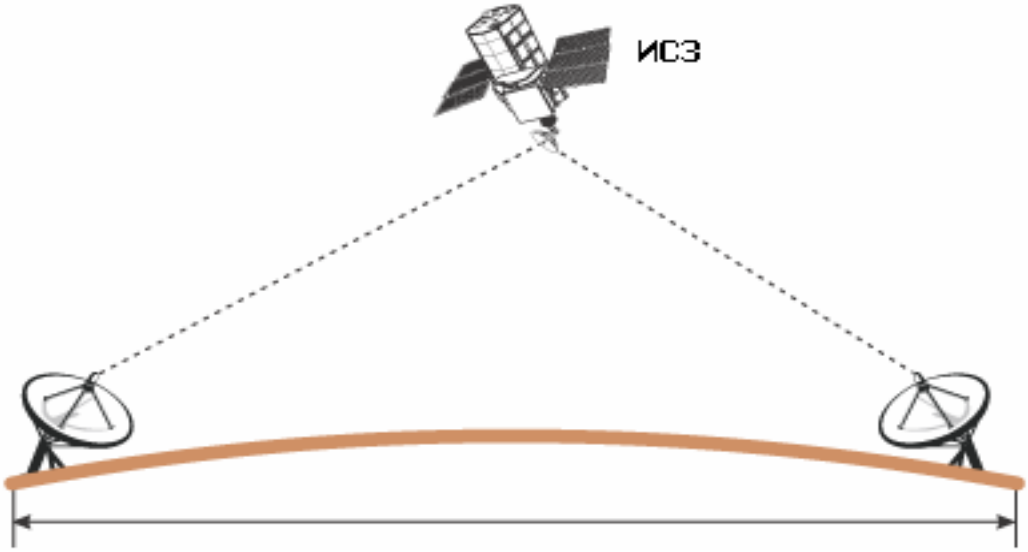



**Рисунок 1.** Супутник на високій орбіті

Оскільки на ШСЗ, яка знаходиться на геостаціонарній орбіті, крім притягання Землі діє притягання Місяця, Сонця й т.д., то для втримання супутника в заданій крапці необхідно його коректувати, тобто на супутнику мати рухові установки.

Другий вид орбіти, це такий, коли супутник переміщається щодо землі й ніколи не видний одночасно з пунктів прийому інформації. Це так називана низька орбіта й супутник на цій орбіті працює як кур'єр (рис. 2). Пролітаючи над одним пунктом він приймає інформацію й пролітаючи над іншою її передає.[2]

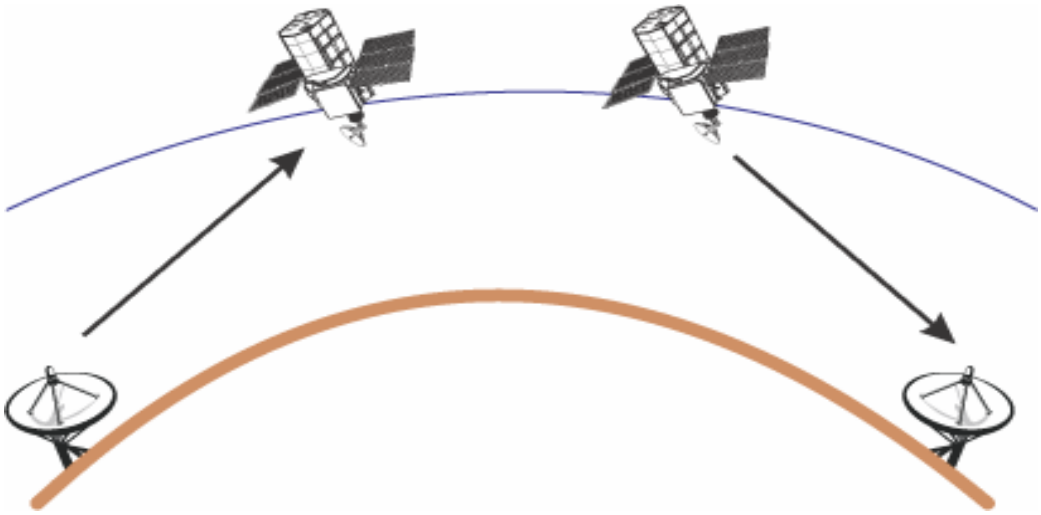


**Рисунок 2.** Супутники на низькій орбіті

При прийомі інформації з ретранслятора ШСЗ використовується телеграфний вид зв’язку. Телеграф ніколи не був цифровим видом зв'язку. Але з появою ПК почали створюватися програми для прийому і передачі телеграфних сигналів. Кожний вітчизняний ШСЗ має на борту спеціальну вимірювальну систему, що постійно стежить за станом всіх технічних систем супутника, і передає на Землю інформацію саме телеграфними сигналами, називається вона «телеметрична інформація» або телеметрія. Причому передача інформації ведеться безперервно дозованими порціями,

або пакетами. На початку й кінці кожного такого пакета інформації передається приналежному даному супутникові спеціальний позивний. При появі або зникненні на певній частоті передачі цієї інформації можна судити про появу супутника в зоні радіо видимості або його виході із цієї зони. Передавач, що випромінює цю безперервну інформацію, називається маяком (Beacon). Для роботи з телеграфом використовують такі програми: CW QSO (працює з кодом Морзе), CWType (термінальна програма для роботи з телеграфом), APAK-CWL та інші. [3, 4]

Телетайп є найпоширенішим видом цифрового радіозв'язку й широко застосовується при радіо зв'язках на УКХ, але поки на жодному зі супутників телетайп задіяний не був. Аматорський телетайп є самим старим і поки єдиним із всіх видів цифрового радіозв'язку, на якому проводяться багато міжнародних змагань із радіозв'язку. Цей вид зв'язку не вимагає громіздких і складних програм та дорогих комп'ютерів. Телетайп дозволяє швидко переходити від прийому до передачі і навпаки, допускає можливість працювати на передачу безпосередньо із клавіатури, добре працює в умовах перешкод і сам створює набагато менше перешкод, чим деякі нові види цифрового зв'язку. Телетайп призначений для передачі текстової інформації, передача здійснюється за допомогою таких програм як: AMTOR, RTTY_QSO, RTTY-BBS. При видачі інформації в ефір кожна буква тексту кодується спеціальним п'яти розрядним (5-бітовим) кодом, тобто кожній букві призначається певна послідовність, кодування закріплене протоколом програми і змінені бути не може. [3, 5]

Цифровий зв'язок PACTOR. Цей вид зв'язку служить базовим видом для аматорської радіомережі на коротких хвилях. Як показали численні досліди, PACTOR краще інших видів цифрового зв'язку працює в умовах перешкод, властивим низькочастотним короткохвильовим діапазонам. Кожен переданий у режимі PACTOR символ кодується 8-бітовим кодом і складається з 8 посилок. Тривалість однієї посилки при швидкості 200 бод становить 5 мс, а при швидкості 100 бод - 10 мс, при цьому кожна посилка передається серією імпульсів тривалістю в 1 мс. PACTOR дає можливість проводити радіозв'язку в трьох основних режимах.

1. Режим FEC (Forward Error Correction - пряме виправлення помилок) дозволяє передавати в ефір файли з інформацією, доступної для кожної з радіостанції, що перебувають у цей момент на частоті.

2. Режим LISTEN (або MONITOR) дозволяє чітко приймати на екрані дисплея свого комп'ютера сигнали іншої PACTOR - станції, що веде передачу в режимі FEC.

3. Режим ARQ (Auto ReQuest автоматичний запит на повторення) припускає роботу двох радіо станцій по обміну інформації в повній залежності. [3]

Packet Radio - один з головних видів цифрового зв'язку. Практично всі супутники, що мають на борті апаратури для цифрового радіозв'язку, використають Packet Radio. Цей вид зв'язку використається в самому широкому діапазоні швидкостей, але найбільше часто зустрічається робота

зі швидкістю 1200 й 9600 бод. Він здійснюється за допомогою комп'ютера, що підключає до радіостанції через пакетні контролери TNC (Terminal Nocl Controller). Такий контролер являє собою невелику ЕОМ з процесором. Контролер TNC призначений для одержування від приймача радіостанції сигнали, декодувати ці сигнали й видавати їх на порт комп'ютера та одержувати від комп'ютера призначений для передачі текст, розбивати його на пакети потрібної довжини, кодувати символи пакета й видавати їх на передавач радіостанції. Таким чином, контролери TNC апаратного виконання є сполучною ланкою між комп'ютером і радіостанцією. Як правило, це досить дорогі вироби, але якість прийому й передачі за допомогою цих апаратів завжди гарне. Для роботи в режимі Packet Radio використовують програми AGWPE і WinPack 6.70 та модема MODEM22. Програма WinPack 6.70 є однією із популярних програм для роботи з поштою і зміни текстових файлів. Для початку роботи з цією програмою потрібно виконати настройку. Для цього потрібно зайти в меню Options>Personal/BBS Info і провести настройки, як показано на прикладі (рис3). Наступний шаг при настроюванні програми заходимо в меню Options>Comms Setup і аналогічно робимо настроювання. Після закінчення настройки програми починається загрузка, на екрані

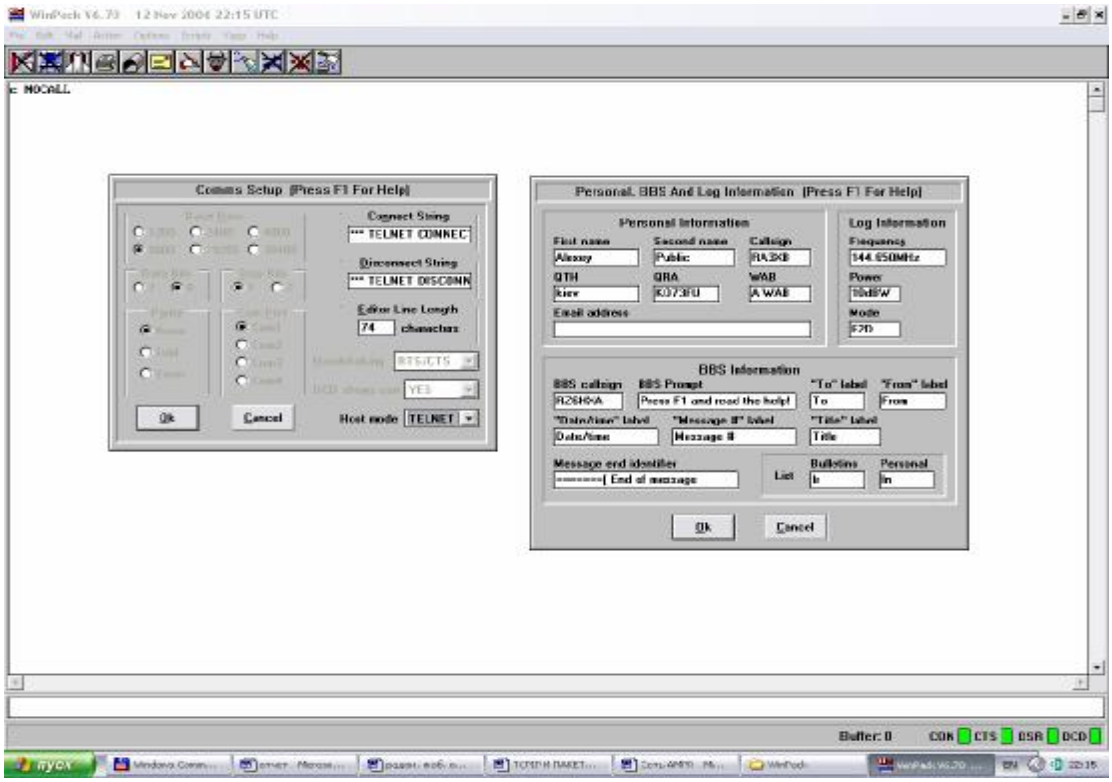



**Рисунок 3.** Робоче вікно програми WinPack 6.70

з'являється такі рубрики як: рубрика WSEM/RUS(в цій рубриці радіоаматори публікують найцікавіші повідомлення російською мовою), рубрика SAT/AMSAT(публікують різні повідомлення на тему супутникового радіозв'язку), рубрика SAT/NASA (у цій рубриці публікуються повідомлення NASA, або інша інформація загального призначення, що стосується супутників), рубрика SAT/KEPLER (у цій

рубриці обновляються кеплеровские дані по всіх радіоаматорських супутниках).

**Висновок**

Основу радіомережі становлять BBS-станції, що працюють у режимі PAKET RADIO це дешевий і більш якісний зв’язок. Режим PACTOR ще не знайшов широкого поширення, основною причиною такого положення є більша складність створення програмних реалізацій цього виду зв'язку. Не останню роль грає також відсутність у продажі дешевих апаратних модемів і контролерів для PACTOR.. Телеграф і телетайп займає видне місце в аматорському радіозв'язку і цими видами зв'язку проводяться самі цікаві й самі рідкі радіо зв’язки.

**Бібліографічний список**


[1] Жутяев С. Любительская УКВ радиостанция . — Радио, 1981

[2] http://weloads.com - програмне забезпечення.

[3] Тяпичев Г.А. Спутники и цифровая радиосвязь. – М.: ТехБук, 2004. – 288с.

[4] http://un7ppx.narod.ru – информація про супутниковий зв'язок та програмне забезпечення.

[5] http://cqham.ru - інформація про антени та програмне забезпечення.

УДК 681,03

# ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АПАРАТОВ

Давиденко И. Н.

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»

**Введение**

В начале 90-х годов при своем рождении концепция малогабаритных (а также легких или малых) спутников имела такое же множество врагов, сколько сейчас, спустя почти десять лет, получила сторонников.

Как показала практика, большие космические аппараты (КА), созданные в соответствии с концепцией "всё в одном", имеют чрезвычайно высокую стоимость и требуют так много времени для разработки, что к моменту запуска многие технологические решения успевают устареть.

**Обзор**

Крупнейшими производителями малогабаритных космических апаратов (МКА) на сегодняшний день являются компании США, Великобритании, Франции, Германии и Израиля. Эти страны активно осваивают зарубежные рынки Азии и Латинской Америки, предлагая клиентам системы "под ключ" или совместную разработку. Количество малых, мини- и микроспутников, и спрос на них, постоянно растет.

За рубежом сложилась классификация КА по их весовым характеристикам: пико- (до 1кг), нано- (1-10 кг), микро- (10-100 кг), мини- (100-500 кг), малые (500-1000 кг) и большие (более 1000 кг) аппараты. За каждой из приведенных групп спутников в области дистанционного зондирования Земли закрепились вполне конкретные задачи.[1]

Микроспутники (МС) отличаются значительным разнообразием решаемых задач, но в основном это спутники связи. Их можно разделить на две подгруппы — гражданского и специального назначения. МС для гражданской связи составляют четвертую часть всех запущенных связных МС. Особенность МС связи заключается в том, что их выводят на орбиту по несколько штук. Так, например, советские МС серии "Стрела-1М" запускались по 8 аппаратов одновременно (например, "Космос-366-343" стартовали 25 апреля 1970 г. и "Космос-444-451" — 13.10.1971 г.), так же как и американские серии "DSCS" (Defence Satellite Communications System — военная космическая система США для связи управления вооруженными силами). В 1995-99 гг. запущено 48 МС гражданского назначения системы мобильной связи "Orbcomm" массой 42-52 кг.

Для изучения околоземного пространства использовалась десятая часть всех МС (90 спутников). МС проводили исследования космических лучей, плотности потока микрометеорных тел, космической радиации, атмосферы,

магнитосферы, ионосферы. Почти столько же МС предназначалось для испытаний новых космических технологий (70 КА), которые в дальнейшем использовались на более сложных и дорогих КА. Например, 17 декабря 1997 г. проведен эксперимент "Инспектор" (немецкая фирма DASA и РКК "Энергия"): микроспутник массой 72 кг, отделившись от грузового корабля "Прогресс М-36", на небольшом расстоянии от ОС "Мир" выполнил ее наблюдение. Европейский МС для отработки новых технологий "PROBA". (рис. 1, 2).

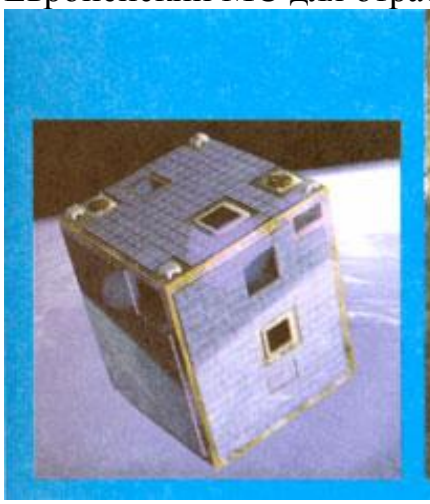


**Рисунок1:** Европейский МС для отработки новых технологий "PROBA"

**Рисунок2:** Фотографии земной поверхности, полученные с помощью аппаратуры микроспутника "PROBA" (съемка фотокамерой CHRIS): а) вулкан Этна, Италия (30 октября 2002 г.); б) Сан-Франциско, США (30 июля 2002 г.).

igqr@rambler.ru

Предположительно 52 МС использовались США в разведывательных целях (например, эксперимент "STEX", проведенный 16 января 1999 г.). [2]

Кроме телекоммуникации, изучения околоземного космоса, экспериментов в области новых технологий и военных задач, МС запускались для целей навигации, геодезии, дистанционного зондирования Земли и в образовательных целях.

Интерес представляет анализ орбит. В основном МС запускались на орбиты с высотой апогея от $5 \cdot 10^5$ до $2 \cdot 10^6$ м и периодом обращения от 90 до 120 мин. Весьма широк диапазон углов наклонения плоскостей орбит МС к плоскости земного экватора. Он охватывает практически весь диапазон от экваториальной (0°) до полярной и солнечно-синхронной орбиты с наклонением 100-110°. Правда, советские МС запускались с учетом разрешенных азимутов пуска с углами наклонения в пределах 50-100°.

За 45 лет космической эры было запущено более 800 МС, среди которых большая часть принадлежала США и СССР. Две трети всех МС решали задачи связи и около десятой части — целевые задачи разведки и навигации. Остальные МС (около 15%) применялись для исследовательских целей и экспериментов.

Тенденция развития космонавтики показывает, что МС продолжают совершенствоваться. Благодаря микроминиатюризации и применению компактных бортовых ЭВМ их возможности расширяются. Число стран, использующих МС, будет расти. По этому можно считать, что МС теперь занимают достойную нишу в космонавтике.

Высокие "производственные" показатели при малых габаритах стали возможны благодаря использованию новых технологий. Основные среди них - твердотельные радиоэлектронные приборы и микросхемы, лазерные гиросистемы, приемники сигналов космической радионавигационной системы (КРНС) GPS, ПЗС - приборы и облегченная оптика, более эффективные солнечные панели с концентраторами, фотопреобразователи и электробатареи, малогабаритные и легкие твердотельные запоминающие устройства, бортовые процессоры и микроэлектромеханические системы MEMS.[5]

В конце года в разных странах подводят итоги космической деятельности. На долю России приходится около 40% мирового рынка космических запусков. С учетом запуска европейского спутника Corot, состоявшегося 27.12.2006, в течение года осуществлено 25 запусков, 2 из них – аварийные (потеряны спутники «Белка», Arabsat-4A и 18 микроспутников).

На втором месте находятся Соединенные Штаты с 18 запусками (1 аварийный). За ними следуют Китай и Япония (по 6 запусков), Европа (5 запусков) и международный проект Sea Launch – 5 запусков.

Несмотря на первенство в области космических стартов, по числу запущенных спутников и прибыльности запусков Россия уступает лидерство Соединенным Штатам и Европе, соответственно. В течение года больше всех спутников было запущено с полигонов в США: 29 полезных нагрузок (без учета калибровочных сфер, отстреленных с корабля “Шаттл” и коммерческих спутников США, запущенных другими странами), в том числе 3 пилотируемых корабля “Шаттл”.

Российскими ракетами успешно запущено 25 полезных нагрузок (включая 2 корабля “Союз” и 3 грузовых корабля “Прогресс”), из них только 15 спутников были российскими. Европа запустила 11 спутников, Япония – 10, Китай – 7, еще 5 спутников было выведено на орбиту носителями международного проекта Sea Launch.

По предварительным оценкам, первое место по доходам от коммерческих запусков принадлежит Европе, которая в течение года заработала чуть менее $500 млн. Европейская компания Arianespace — оператор ракет тяжелого класса Ariane-5 — сосредоточила свои усилия на самых доходных запусках тяжелых спутников связи на геостационарную орбиту.

К числу успехов российского космоса следует отнести запуск нового спутника съемки Земли с оптической аппаратурой метрового разрешения “Ресурс-ДК”, который разрабатывался с 1996 года, нового спутника связи “Меридиан” и трех усовершенствованных навигационных спутников “ГЛОНАСС-М”.

Несмотря на лидерство по числу запусков, темпы обновления существующей группировки спутников в России явно недостаточны. Из 15

российских полезных нагрузок, запущенных в 2006 году, 5 предназначены для обеспечения МКС, остальные 10 – для пополнения систем и научных исследований, что сравнимо с Японией (10 спутников) и Китаем (7 спутников), которые не поддерживают на орбите крупных космических систем. Россия по-прежнему остается без метеоспутников (запуск «Метеор-М» отложен на 2008 год), а группировка исследовательских и технологических аппаратов не соответствует статусу великой космической державы.

В американских запусках преобладали научно-исследовательские и технологические аппараты (14 спутников), а также МС военного и двойного назначения (9 спутников). Пентагон приступил к отработке концепции тактических МС разведки TacSat, которые выводятся на орбиту по срочному запросу и предназначены для выполнения заявок военного командования в кризисных регионах. Три секретных МС USA-187, -188, и -189, запущенные на геостационарную орбиту в июне 2006 года, как полагают, предназначены для изучения технологии и методов противоспутниковой борьбы в космосе.

Китай запустил первый секретный спутник радарной разведки “Яогань”, два спутника связи на базе собственных технологий (один из них вскоре после запуска вышел из строя), а также оперативный метеоспутник, предназначенный для обеспечения метеопрогнозов во время предстоящей Олимпиады-2008 в Пекине.

Из 10 запущенных Японией спутников 7 являются научно-исследовательскими и технологическими. К успехам Японии следует отнести вывод на орбиту тяжелого спутника съемки Земли ALOS с радаром и двумя оптическими системами, секретного спутника видовой разведки IGS-O2 и самого крупного в мире спутника связи ETS-VIII (Kiku-8), предназначенного для обеспечения мобильной телефонной связи и мультимедийных услуг. Масса спутника на геостационарной орбите достигает 3000 кг, а размах антенн – 40 метров.

Европа с помощью России вывела на орбиту свой первый низкоорбитальный метеоспутник METOP-1, а также несколько исследовательских спутников, изготовленных в рамках международных программ.

К числу успехов других стран следует отнести запуск израильского МС EROS-B с оптической аппаратурой съемки Земли с разрешением до 0,7 м, а также корейского спутника Kompsat-2 со съемочной аппаратурой метрового разрешения. В результате запуска миниспутника SAR-Lupe-1 Германия приступила к созданию военной системы радарной разведки. Пять германских аппаратов обеспечат оперативную и всепогодную съемку Земли в глобальном масштабе с разрешением до 0,7 м.[4]

Точную величину рыночного спроса на малые КА дать затруднительно, однако очевидно, что при стоимости усредненного МКА в 10 млн. долл. и потребности не менее, чем в 500-:-700 МКА, величина рыночного спроса в течение 1997-2015 гг. превысит 5-7 млрд. долл.[6]

**Вывод**

С каждым годом спектр работ выполняемых КА увеличивается, что требует разработку и запуск новых, более совершенных и менее громоздких спутников. Страна, которая хочет считатся научно-развитой, просто обязана заниматса разработкой и запуском собственных МКА. Вчасности студенческие МКА, которые могут помочь заинересованым молодым людям на практике осваивать все те возможности, которые могут предоставить человеку спутники. Что несомненно положительно повлияет на ситуацию с развитием космического будущего страны.

**Бібліографічний список**


[1] http://ysc.sm.bmstu.ru/rus/microsat
[2] http://www.novosti-kosmonavtiki.ru
[3] http://tempspace.narod.ru
[4] http://znanie-darom.nnm.ru
[5] http://epizodsspace.testpilot.ru
[6] http://www.mosspace.ru

УДК 621.38

# МЕТОДИЧЕСКОЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИСТАНЦИОННОГО КУРСА «МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ЭВМ» В СРЕДЕ LABVIEW **7**

Белоусов Б.Н., Гусев С.А.

Национальный технический университет Украины «КПИ»,
г. Киев, Украина

# METHODICAL AND SOFTWARE OF A E-LEARNING " MODELING ON THE COMPUTER" IN ENVIRONMENT LABVIEW 7

Belousov B.N., Gusev S.A.

National Technical University of Ukraine «Kiev Polytechnical Institute»,
Kiev, Ukraine.

Основной целью изучения названного курса является выработка умения строить математические модели и реализовывать их на ЭВМ, проводить численные эксперименты, находить оптимальные решения. Учитывая специфику специальности «метрология и измерительная техника», предполагается серьезное внимание уделить вопросам изучения методов обработки экспериментальной информации:

- приближение функций (интерполяция, сглаживание, сплайны);
- численное дифференцирование и интегрирование;
- методы поиска экстремумов;

с акцентом на оценках погрешностей.

Реализации поставленной цели вполне соответствует такая среда программирования, как LabVIEW (программирование виртуальных приборов). При работе в среде LabVIEW нередко возникает необходимость оптимальным образом организовать подачу/обработку сигнала произвольного вида, провести имитацию работы какого-либо устройства и т.п. Для этого в пакете предусмотрена возможность использования различных математических функций, реализующих методы численного анализа.

Особое значение использование математических функций приобретает при работе в LabVIEW как в системе визуального программирования, без подключения к компьютеру реальных устройств. В этом случае математические функции помогают описать в среде LabVIEW математические модели исследуемых объектов и экспериментальных установок, т.е. выполнить процесс создания виртуальных измерительных систем (ВИС)..

Одним из недостатков ВИС является то, что работа основных математических функций не сопровождается инструментальными средствами оценки погрешностей. Поэтому в предлагаемом учебном пособии делается

попытка проиллюстрировать использование методов оценки погрешностей при решении классических задач вычислительной математики в среде LabVIEW.

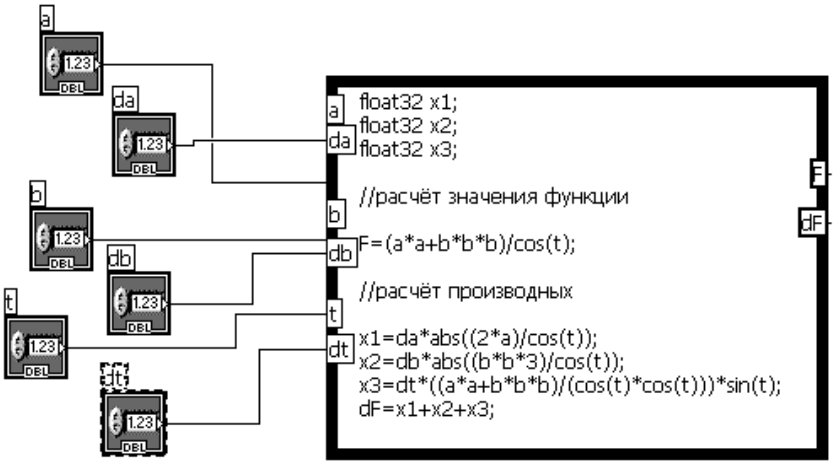
Рассмотрим задачу оценки погрешности при вычислении функции нескольких переменных.

***Пример***. Вычислить $F=(a^2+b^3)/Cos(t)$ , $a=28.3 \pm 0.02$, $b=7.45 \pm 0.01$, $t=0.7854 \pm 0.0001$.

Абсолютные погрешности исходных данных: :$\Delta_a$=0.02, $\Delta_b$=0.01, $\Delta_t$=0.0001. Воспользуемся формулой оценки погрешности вычисления функции нескольких переменных [2]:

$$\Delta_F = \left|\frac{\partial F}{\partial a}\right|\Delta_a + \left|\frac{\partial F}{\partial b}\right|\Delta_b + \left|\frac{\partial F}{\partial t}\right|\Delta_t = \left|\frac{2a}{cos(t)}\right|\Delta_a + \left|\frac{3b^2}{cos(t)}\right|\Delta_b + \left|-\frac{a^2+b^3}{cos^2(t)}sin(t)\right|\Delta_t,$$

Основные расчёты можно реализовать двумя путями, собрать нужный нам прибор блоковым принципом, или же использовать имеющийся внутри **Lab View** блок программирования. Учитывая большое количество формульных выражений, рациональнее будет реализовать прибор вторым методом.
Создадим блок **Formula Node**.

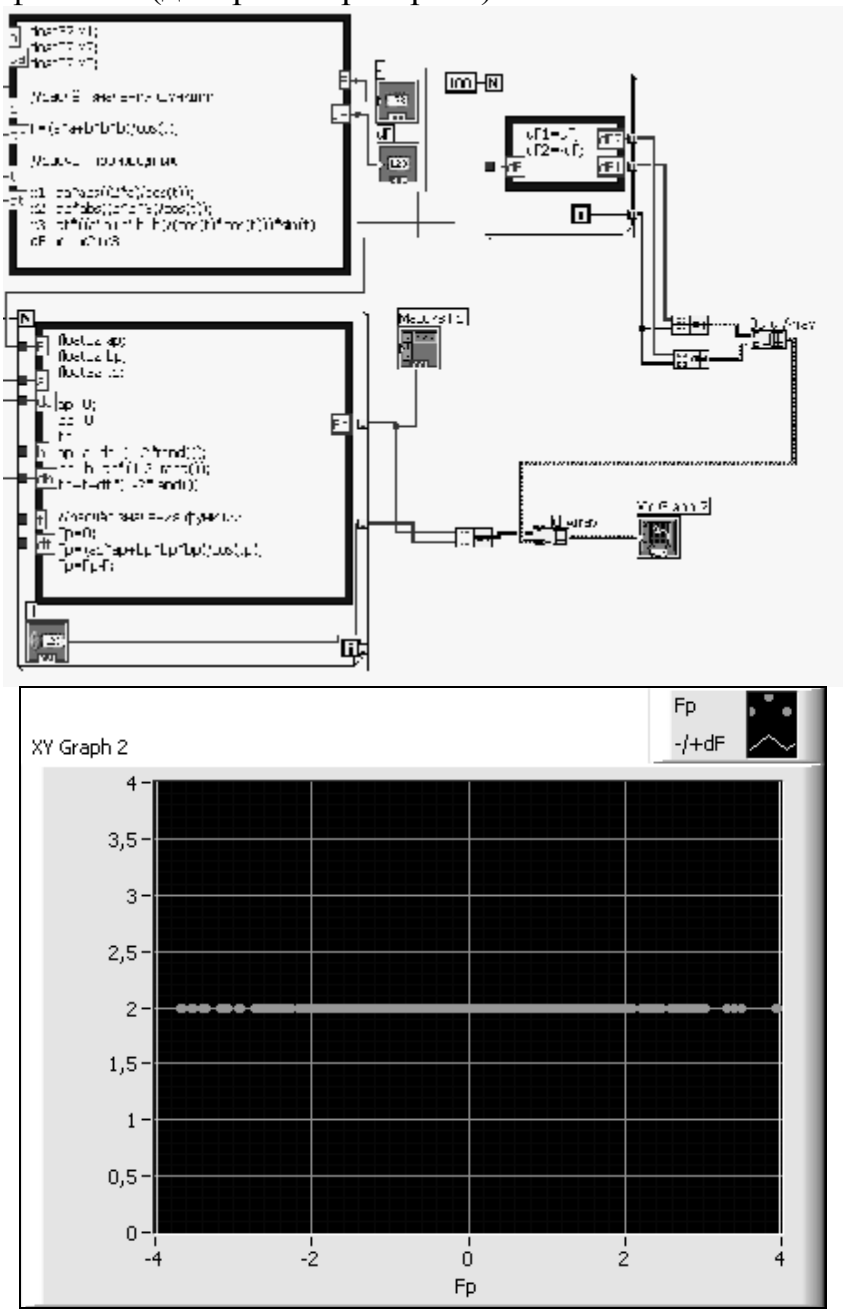



Получен результат: $F = 1717.40 \pm 4.13$ .
Для проверки полученного результата используем

**метод статистического моделирования.**

Исходные данные $a,b,t$ представим случайными величинами с равномерными законами распределения на интервалах: $[a-\Delta_a,\ a+\Delta_a]$, $[b-\Delta_b,\ b+\Delta_b]$, $[t-\Delta_t,\ t+\Delta_t]$ соответственно. Генерируя значения случайных величин $a,b,t$ и вычисляя случайные значения функции $F$, изучим область значений случайной величины $F$. (диапазон разброса). Для этого процесс генерации

случайной величины $F$ повторим многократно и выборку ее значений отобразим графически (диаграмма разброса).




Диапазон разброса (светлые звездочки) соответствует теоретическому интервалу [-dF, dF].

В докладе рассматривается проблема «нерегулярности» погрешности численного дифференцирования.

**Библиографический список**


[1] Калиткин Н.Н. Численные методы.-М.:Наука, 1978.

[2] Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы.-М.: Наука , 1987.-600с.

УДК 519.6:681.3:621.391

# НОВІ ОРТОНОРМОВАНІ БАЗИСНІ СИСТЕМИ СТУПІНЧАТИХ ВЕЙВЛЕТІВ

Гнатів Л.О.
Інститут кібернетики ім. В.М. Глушкова НАН України.
м. Київ, Україна.
lev_gnativ@ukr.net

New orthonormal basis systems of stepped wavelets

Найсучасніші технології, математичні методи і алгоритми стиснення зображень базуються в основному на вейвлет перетвореннях. Класичний базис Хаара [1] представляє собою прості вейвлети Хаара, в яких, на відміну від вейвлетів Добеші, масштабуючі і вейвлет функції симетричні відносно своїх центрів. Фактично вейвлети Хаара це єдині вейвлети, що є одночасно і симетричними, і ортогональними з компактним носієм [2, 3]. Гладкість вейвлета важлива для зменшення видимості артефактів, але більша гладкість часто не збільшує візуальну якість [3]. Щоб запобігти появі коефіцієнтів з великою амплітудою на границі зображення краще використовувати техніку відображення [3], яка більш ефективна, ніж періодичне продовження. Однак вона вимагає використання вейвлетів, які симетричні або антисиметричні. Крім вейвлета Хаара, немає на даний час симетричного або антисиметричного вейвлета з компактним носієм, який генерує ортонормований базис. Вейвлет Хаара не є гладким і його частотний спектр має погану локалізацію (інтенсивність спектру затухає як $1/f$). Він не пристосований для доброї апроксимації гладких функцій взагалі (тому що має тільки один нульовий момент), але тільки до неперервних та інтегрованих з квадратом на [0;1] функцій. Або більш загально, до функцій з індексом регулярності, близьким до нуля, який визначається показником Ліпшіца [4]. Вейвлет Хаара має низьку регулярність. Однак він широко застосовуватися на практиці, наприклад, для представлення сигналів, які містять перепади рівня.

Система вейвлетів Хаара включає тільки sin- складові, якими описуються непарні функції. Для розширення функціональних можливостей вейвлетів Хаара побудуємо дві нові системи модифікованих вейвлетів Хаара, які містять sin- і cos- складові, що дозволяє представляти непарні та парні функції.

**Модифіковані вейвлети Хаара (МВХ).**

В 1910 р. Хаар [1] побудував кусочно-постійну функцію

$$\psi_h(t) = \begin{cases} 1, & 0 \le t < 1/2, \\ -1, & 1/2 \le t < 1, \\ 0, & \textit{в інших випадках}, \end{cases}$$

розтяг і зсуви якої породжують ортонормований базис в $L^2(R)$: $\left\{\psi_{j,k} = 2^{j/2}\psi_h(2^j t - k)\right\}_{k,j\in Z}$.

Таке сімейство функцій, яке отримано шляхом масштабування, називають вейвлетами Хаара. Кусочно-постійні наближення для гладких функцій далекі від оптимальних. Наприклад, кусочно-лінійне наближення дає меншу похибку апроксимації [2].

Введемо модифіковані вейвлети Хаара (МВХ), які мають базові psi-функції двох типів:

$$\psi_h^{'}(t)=\begin{cases}1,\ (0\le t<1/4)\cup(1/2\le t<3/4),\\ -1,\ (1/4\le t<1/2)\cup(3/4\le t<1),\\ 0,\ в\ іншому\ випадку,\end{cases}\qquad \psi_h^{''}(t)=\begin{cases}1,(0\le t<1/4)\cup(3/4\le t<1),\\ -1,(1/4\le t<3/4),\\ 0,\ в\ іншому випадку,\end{cases},$$

та phi- функцію типу

$$\varphi_h(t)=\begin{cases}1,0\le t<1,\\ 0,\ в іншому випадку,\end{cases}$$

де $\varphi_h(t)$ - масштабна прямокутна функція, яка являє собою функцію Хаара нульового індексу.

Функція $\psi_h^{'}(t)$ містить sin- складову, а функція $\psi_h^{''}(t)$ - cos- складову. Модифікований базис Хаара отримується з короткомасштабних кусочно-постійних функцій. Базові функції ("материнські вейвлети") можуть бути представлені через масштабну функцію згідно з формулами:

$$\psi_h^{'}(t)=2\sum_{k=0}^{2M-1}g_k\varphi_h(4t-k),\qquad g_k=(-1)^k h_{2M-k-1},$$

де, $h_k$ – масштабні коефіцієнти, М – число коефіцієнтів $h_k$ відмінних від нуля;

$$\psi_h^{''}(t)=2\sum_{k=0}^{2M-1}g_k^{'}\varphi_h(4t-k),\qquad g_k^{'}=\begin{cases}(-1)^k h_{2M-k-1},k=0,1,\\ (-1)^{k-1}h_{2M-k-1},k=2,3.\end{cases}$$

Модифіковані вейвлети Хаара отримуються, якщо взяти М=2. Тоді вони будуть мати чотири відмінних від нуля коефіцієнти $h_k=1/2$, які задовольняють умови існування (виконується слабка умова $\sum_{k=0}^{3}h_k=2$, або більш сильна умова $\sum_{k=0}^{1}h_{2k}=\sum_{k=0}^{1}h_{2k+1}=1$, і мають одиничну норму, тобто $\sum_{k=0}^{3}|h_k|^2=1$.

**Теорема 1**. Якщо масштабні коефіцієнти задовольняють умови лінійності, $\sum_k h_k=2$, тоді вейвлетні коефіцієнти $\sum_k g_k=0$ і модифіковані вейвлети Хаара задовольняють умову:

$$\int_0^1\psi_h^{'}(t)dt=0,\qquad \int_0^1\psi_h^{''}(t)dt=0.$$

**Властивість 1**. Базисна система масштабних функцій є ортонормованою.

**Властивість 2**. Базова масштабна функція $\varphi_h(t)$ може бути представлена через множину масштабних функцій іншого масштабу з індексом $j=2$: $\varphi_h(t)=\sum_{k\in Z} h_k 2\varphi_h(4t-k)$.

Функції материнських вейвлетів $\psi'_h(t)$ та $\psi''_h(t)$ можуть бути представлені через вейвлети Хаара наступного масштабу:

$$\psi'_h(t)=\psi_h(2t)+\psi_h(2t-1), \qquad \psi''_h(t)=\psi_h(2t)-\psi_h(2t-1),$$

де $\psi_{1,k}(t)=\sqrt{2}\psi(2t-k)$ – функції вейвлета Хаара при заданому масштабі з індексом j=1.

На основі материнських модифікованих вейвлетів Хаара шляхом масштабування будуються сімейства функцій I і II типів за таким алгоритмом:

$$\psi^{I}_{j,k}(t)=2^{(2j-1)/2}\psi_h(2^{2j-1}t-k),\ \psi^{I'}_{j,k}(t)=2^{(2j-1)/2}\psi'_h(2^{2j-1}t-k),\ \psi^{I''}_{j,k}(t)=2^{(2j-1)/2}\psi''_h(2^{2j-1}t-k),$$
$$\psi^{II}_{j,k}(t)=2^{j}\psi_h(4^{j}t-k),\ \psi^{II'}_{j,k}(t)=2^{j}\psi'_h(4^{j}t-k),\ \psi^{II''}_{j,k}(t)=2^{j}\psi''_h(4^{j}t-k),\quad k,j\in Z.$$

Функції $\psi^{I}_{j,k}(t)$ і $\psi^{II}_{j,k}(t)$ представляють собою вейвлети Хаара I, II типів, а функції $\psi^{I'}_{j,k}(t)$, $\psi^{I''}_{j,k}(t)$ і $\psi^{II'}_{j,k}(t)$, $\psi^{II''}_{j,k}(t)$ – МВХ I і II типів. Причому функції МВХ I, II типів $\psi^{I'}_{j,k}(t)$, $\psi^{II'}_{j,k}(t)$ - містять sin- складові, а функції МВХ $\psi^{I''}_{j,k}(t)$, $\psi^{II''}_{j,k}(t)$ - cos-складові. В даному випадку індекс $j$ визначає масштабний індекс даного вейвлета, на якому одиничний проміжок ділиться рівно на $2^j$ або $4^j$ однакових за довжиною проміжків.

На основі вейвлетів Хаара і МВХ можна побудувати дві базисні системи.

**Система I модифікованих вейвлетів Хаара.**

$\varphi(t)$, $\psi_h(t)$, $\{\psi^{I}_{j,k}(t)$, $\psi^{I'}_{j,k}(t)$, $\psi^{I''}_{j,k}(t)\}$, $k,j=1,2,3,\ldots$.

**Система II модифікованих вейвлетів Хаара.**

$\varphi(t)$, $\{\psi^{II}_{j,k}(t)$, $\psi^{II'}_{j,k}(t)$, $\psi^{II''}_{j,k}(t)\}$, $k,j\in Z$.

**Теорема 2**. Системи I і II модифікованих вейвлетів Хаара $\{\psi'_{j,k}\}$, $\{\psi''_{j,k}\}$ I і II типів є ортонормальними в $L^2(R)$.

Доведення пряме і полягає в аналізі скалярного добутку.

В системах I і II трійка вейвлетів $\{\psi_{j,k}(t)$, $\psi'_{j,k}(t)$, $\psi''_{j,k}(t)\}$ $k,j\in Z$ I і II типів утворюють ортонормовані базиси в гільбертовому просторі $L^2(R)$.

**Ступінчаті вейвлети (СВ).**

Введемо новий клас ступінчатих вейвлетів (СВ) $\psi_s(t)$, які задані на відрізку [0,1] кусочно-постійними значеннями ±1, ±a (0<a<1). По формі СВ можна розділити на три типи: СВ пилоподібної форми, СВ прямокутної форми і СВ трапецеїдальної форми, а по числу стугеньок СВ діляться на трьохступінчаті, чотирьохступінчаті і багатоступінчаті (які містять більше чотирьох стугеньок і в даній роботі не розглядаються). Побудуємо ступінчаті вейвлети, які мають базові psi- функції трьох типів та phi- функцію:

$$\psi_s(t)=\begin{cases}1, 0\le t<\dfrac{1}{4},\\ a, \dfrac{1}{4}\le t<\dfrac{1}{2},\\ -a, \dfrac{1}{2}\le t<\dfrac{3}{4},\\ -1, \dfrac{3}{4}\le t<1,\\ 0, в\ іншому\ випадку,\end{cases} \qquad \psi_s^{'}(t)=\begin{cases}a, 0\le t<\dfrac{1}{4},\\ -1, \dfrac{1}{4}\le t<\dfrac{1}{2},\\ 1, \dfrac{1}{2}\le t<\dfrac{3}{4},\\ -a, \dfrac{3}{4}\le t<1,\\ 0, в\ іншому\ випадку,\end{cases}$$

$$\psi_s^{''}(t)=\begin{cases}1,\ (0\le t<\dfrac{1}{4})\cup(\dfrac{3}{4}\le t<1),\\ -a,\ \dfrac{1}{4}\le t<\dfrac{3}{4}\\ 0, в\ іншому\ випадку,\end{cases} \qquad \varphi_s(t)=\begin{cases}a,\ (0\le t<\dfrac{1}{4})\cup(\dfrac{3}{4}\le t<1),\\ 1,\ \dfrac{1}{4}\le t<\dfrac{3}{4},\\ 0,\ в\ іншому\ випадку,\end{cases}$$

з нормою $\|\psi_s\|=\sqrt{(1+a^2)/2}=\gamma_\psi$, де $\psi_s(t)$ і $\psi_s^{'}(t)$ - материнські ступінчаті вейвлети, які містять чотири ступеньки, а ступінчатий вейвлет $\psi_s^{''}(t)$ та масштабна функція $\varphi_s(t)$ містять по три ступеньки.

Ступінчатий вейвлет $\psi_s(t)$ можна представити через масштабну двоступінчату функцію наступного масштабу:

$$\psi_s(t)=\varphi_s^1(2t)-\varphi_s^0(2t-1),$$

де $\varphi_{1,k}^1(t)=\sqrt{2}\varphi_s^1(2t-k)$, $\varphi_{1,k}^0(t)=\sqrt{2}\varphi_s^0(2t-k)$ – масштабні двоступінчаті функції двох типів із зростаючими та спадаючими ступеньками відповідно, які представлені через масштабні функції наступного масштабу.

Масштабні функції $\varphi_s^1(t)$ і $\varphi_s^0(t)$ мають слідуюче представлення:

$$\varphi_s^1(t)=\begin{cases}1,\ 0\le t<\dfrac{1}{2},\\ a,\ \dfrac{1}{2}\le t<1,\\ 0,\ в\ іншому\ випадку,\end{cases} \qquad \varphi_s^0(t)=\begin{cases}a,\ 0\le t<\dfrac{1}{2},\\ 1,\ \dfrac{1}{2}\le t<1,\\ 0,\ в\ іншому\ випадку.\end{cases}$$

Двоступінчаті масштабні функції $\varphi_s^1(t)$ і $\varphi_s^0(t)$ із нормою $\|\varphi_s\|=\sqrt{(1+a^2)/2}=\gamma_\varphi$ можуть бути представлені через масштабні функції вейвлета Хаара:

$$\varphi_s^1(t)=c_a\varphi_h(t)+d_a(\varphi_h(2t)-\varphi_h(2t-1)), \qquad \varphi_s^0(t)=c_a\varphi_h(t)-d_a\sqrt{2}(\varphi_h(2t)-\varphi_h(2t-1)),$$

де $c_a$, $d_a$ - константи, які задовольняють наступним умовам: $c_a + d_a = 1$ і $c_a - d_a = a$ та обчислюються за формулами: $c_a = (1+a)/2$, $d_a = (1-a)/2$. Константи $c_a$ і $d_a$ мають норму $\gamma_a = \sqrt{c_a^2 + d_a^2} = \sqrt{(1+a^2)/2}$.

Нормовані функції $\overline{\varphi}_s^1(t)$ і $\overline{\varphi}_s^0(t)$ можуть бути представлені наступним чином:

$$\overline{\varphi}_s^1(t) = r_a\varphi_h(t) + s_a(\varphi_h(2t) - \varphi_h(2t-1)), \qquad \overline{\varphi}_s^0(t) = r_a\varphi_h(t) - s_a(\varphi_h(2t) - \varphi_h(2t-1)),$$

де $r_a$, $s_a$ – нормуючі константи, які задовольняють наступним умовам: $r_a + s_a = 1/\gamma_\varphi = b_a$, $r_a - s_a = a \cdot b_a$, мають одиничну норму, тобто $r_a^2 + s_a^2 = 1$ ($b_a = \sqrt{2}/\sqrt{1+a^2}$ - ортонормуючий коефіцієнт) і можуть бути представлені через константи $c_a$, $d_a$: $r_a = c_a b_a$, $s_a = d_a b_a$, або обчислені за формулами:

$$r_a = \frac{1+a}{\sqrt{2(1+a^2)}}, \qquad s_a = \frac{1-a}{\sqrt{2(1+a^2)}}.$$

Нормовані функції материнських ступінчатих вейвлетів $\overline{\psi}_s(t)$, $\overline{\psi}_s'(t)$, $\overline{\psi}_s''(t)$ і нормована базова масштабна функція $\overline{\varphi}_s(t)$ можуть бути представлені з допомогою класичного та материнських модифікованих вейвлетів Хаара:

$$\begin{aligned}
&\overline{\psi}_s(t) = r_a\psi_h(t) + s_a\psi_h'(t), \quad \overline{\psi}_s(t) = b_a\psi_s(t),\\
&\overline{\psi}_s'(t) = r_a\psi_h'(t) - s_a\psi_h(t), \quad \overline{\psi}_s'(t) = b_a\psi_s'(t),\\
&\overline{\psi}_s''(t) = r_a\psi_h''(t) + s_a\varphi_h(t), \quad \overline{\psi}_s''(t) = b_a\psi_s''(t),\\
&\overline{\varphi}_s(t) = r_a\varphi_h(t) - s_a\psi_h''(t), \quad \overline{\varphi}_s(t) = b_a\varphi_s(t).
\end{aligned}$$

**Теорема 3**. Якщо масштабні коефіцієнти $h_k$ задовольняють умові лінійності $\sum_k h_k = 2$, а константи $c_a$ і $d_a$ з нормою $\gamma_a = \sqrt{(1+a^2)/2}$ задовольняють умовам: $c_a + d_a = 1$, $c_a - d_a = a$, тоді константи $r_a$ і $s_a$ задовольняють умовам $r_a + s_a = 1/\gamma_\psi$, $r_a - s_a = a/\gamma_\psi$, $r_a^2 + s_a^2 = 1$ і ступінчаті вейвлети задовольняють умові $\int_0^1 \overline{\psi}_s(t)dt = 0$, $\int_0^1 \overline{\psi}_s'(t)dt = 0$, $\int_0^1 \overline{\psi}_s''(t)dt = 0$.

На основі материнських нормованих СВ $\overline{\psi}_s(t)$ і $\overline{\psi}_s'(t)$ шляхом масштабування будується сімейство функцій СВ I і II типів за таким алгоритмом:

$$\begin{aligned}
&\overline{\psi}_{j,k}^{I} = 2^{(2j-1)/2}\overline{\psi}_s(2^{2j-1}t - k), \quad \overline{\psi}_{j,k}^{I'} = 2^{(2j-1)/2}\overline{\psi}_s'(2^{2j-1}t - k),\\
&\overline{\psi}_{j,k}^{II} = 2^j\overline{\psi}_s(4^j t - k), \quad \overline{\psi}_{j,k}^{II'} = 2^j\overline{\psi}_s'(4^j t - k), \quad k, j \in Z,
\end{aligned}$$

де $\overline{\psi}^{I}_{j,k}$, $\overline{\psi}^{I'}_{j,k}$ і $\overline{\psi}^{II}_{j,k}$, $\overline{\psi}^{II'}_{j,k}$ - СВ I і II типів.

На основі СВ $\overline{\psi}_{j,k}$, $\overline{\psi}'_{j,k}$ і модифікованих вейвлетів Хаара $\psi''_{j,k}$ можна побудувати три базисні системи.

**Система I ступінчатих вейвлетів.**

$\varphi_h(t)$, $\psi_h(t)$, $\{\overline{\psi}^{I}_{j,k}(t)$, $\overline{\psi}^{I'}_{j,k}(t)$, $\psi^{I''}_{j,k}(t)\}$, $k, j = 1,2,3,\ldots$.

**Система II ступінчатих вейвлетів.**

$\varphi_h(t)$, $\{\overline{\psi}^{II}_{j,k}(t)$, $\overline{\psi}^{II'}_{j,k}(t)$, $\psi^{II''}_{j,k}(t)\}$, $k, j \in Z$.

**Система III ступінчатих вейвлетів.**

$\varphi_s(t)$, $\overline{\psi}_s(t)$, $\overline{\psi}'_s(t)$, $\overline{\psi}''_s(t)$, $\{\overline{\psi}^{II}_{j,k}(t)$, $\overline{\psi}^{II'}_{j,k}(t)$, $\psi^{II''}_{j,k}(t)\}$, $k, j = 1,2,3,\ldots$.

**Теорема 4**. Системи I, II і III СВ і МВХ $\{\overline{\psi}_{j,k}(t)$, $\overline{\psi}'_{j,k}(t)$, $\psi''_{j,k}(t)\}$, $k, j \in Z$ є ортонормальними в гільбертовому просторі $L^2(R)$.

Системи I, II та III являються також ортонормованими базисними системами.

**Властивості функцій ступінчатих вейвлетів систем I, II і III.**

**Властивість 1**. Базова ступінчата масштабна функція є нормованою $\int_0^1 [\overline{\varphi}_s(t)]^2 dt = 1$.

**Властивість 2**. Материнські СВ є нормованими $\int_0^1 [\overline{\psi}_s(t)]^2 dt = 1$, $\int_0^1 [\overline{\psi}'_s(t)]^2 dt = 1$.

**Властивість 3**. Трійка двох СВ і одного МВХ I і II типів $\{\overline{\psi}_{j,k}(t)$, $\overline{\psi}'_{j,k}(t)$, $\psi''_{j,k}(t)\}$ є ортонормальними як при заданому рівні масштабу, так і при різних масштабах. Ортогональними є також СВ різних масштабів.

**Властивість 4**. СВ і масштабні функції різних масштабів і різних трансляцій теж є ортогональними.

**Властивість 5**. Функції СВ $\overline{\psi}_{j,k}(t)$ I і II типів є пилоподібної форми і містять sin- складові, а функції СВ $\overline{\psi}'_{j,k}(t)$ I і II типів є прямокутної форми і містять cos- складові.

**Властивість 6**. Справедлива теорема Парсеваля про закон збереження енергії для ортонормованих базисів.

Зауважимо, що базисна масштабна функція $\varphi'_s(t)$ представляє собою трьохступінчату трапецеїдальну функцію, а базисні СВ $\overline{\psi}_{j,k}(t)$ I і II типів представляють собою ступінчаті функції пилоподібної форми, які в порівнянні із вейвлетами Хаара, дають кращу локалізацію за частотою (спектр затухає як $1/f^2$).

**Властивості функцій ступінчатих вейвлетів пилоподібної форми.**

Ступінчаті вейвлет функції $\overline{\psi}_{j,k}(t)$ пилоподібної форми характеризуються важливою властивістю: на інтервалі, рівному періоду функції, її значення лінійно спадають (координати кутових точок функції задовольняють рівнянню похилої прямої). Умова лінійного спадання похилої прямої буде виконуватись тоді, коли висота ступеньок постійна, що досягається при $a = 1/3$. Такі вейвлети будемо називати похилими (або лінійними) СВ, а вейвлети при $a \neq 1/3$ характеризуються кусочно-лінійними спадаючими значеннями і такі вейвлети будемо називати кусочно-лінійними СВ.

**Висновок.**

В роботі введені модифіковані вейвлети Хаара і новий клас СВ, на основі яких запропонований підхід побудови базисних систем СВ для обробки сигналів та зображень. Побудовані три базисні системи представляють собою прості ортогональні ступінчаті вейвлети, в яких масштабні і вейвлет функції симетричні відносно своїх центрів, на відміну від вейвлетів Добеші та інших вейвлетів типу Стромберга [4] з певними властивостями симетрії. Фактично СВ – це другі вейвлети після вейвлетів Хаара, які є одночасно і симетричними, і ортогональними та володіють компактним носієм. В порівнянні з вейвлетами Хаара вони дають кращу локалізацію за частотою, так як містять СВ пилоподібної форми, що забезпечує кращі апроксимуючі властивості гладких функцій. Викладений підхід дозволяє формувати системи ортогональних вейвлет – перетворень в базисах СВ – функцій, як неперервного, так і дискретного, одновимірного та двовимірного аргументів.

**Література.**

[1] A. Haar. Zur Theorie der orthogonalen functionensysteme // Math. Annal. Vol. 69, 1910. – pp. 331 – 371.

[2] Уэлстид С. Фракталы и вейвлеты для сжатия изображений в действии. – М.: Триумф, 2003. – 320 с.

[3] Малла С. Вейвлеты в обработке сигналов: Пер. с англ. – М.: Мир, 2005. – 671 с.

[4] Математичні аспекти хвилькового аналізу / Геранін В.О., Писаренко Л.Д., Рушицький Я.Я. – Київ: ВПФ УкрІНТЕІ, 2001. – 164 с.

УДК 519.815

# КРИОГЕННО-ОПТИЧСКИЕ ДАТЧИКИ ДЛЯ СПУТНИКОВЫХ И НАЗЕМНЫХ ПРИМЕНЕНИЙ

В.А. Яценко

Институт космических исследований НАНУ и НКАУ
Киев, Украина
E-mail: vyatsenko@gmail.com

# CRYOGENIC-OPTICAL SENSORS FOR SPACE AND GROUND APPLICATIONS

V.A. Yatsenko

Space research Institute of NASU and NSAU
Kiev, Ukraine
E-mail: vyatsenko@gmail.com

**Введение**

На сегодня дистанционное зондирование гравитационных аномалий является одной из быстро развивающихся. технологий. Это индустрия уровня многих миллионов долларов, а число отдаленных тематических изображений в разных участках Земли постоянно растет. Решение многих практических проблем зависит от широкомасштабного использования измеряющих систем и принципов, на основе которых они функционируют. Эти проблемы включают мониторинг природных ресурсов на основе анализа гравитационных аномалий, изучение глобальных геодинамических процессов, гравитационного поля Земли, движения полюсов Земли и др. Чтобы увеличить точность наблюдений, определение местоположения и ориентации для долговременных авиаполетов и плаваний подводных аппаратов необходимо знать гравитационное поле Земли, включая его аномалии. Детальная информация о гравитационном поле Земли необходима также многим отраслям и прикладным наукам (космические исследования, геология, навигация, наука о форме Земли). Действительно, точное и быстрое детектирование геодинамичесих процессов позволяет получить данные относительно зарождения и развития критических локальных и глобальных экологических состояний. Другой практической проблемой является потребность получения информации о неразведанных полезных ископаемых Земли.

Гравиметр – это весьма тонкий инструмент [1-4] для измерений ускорения притяжения g. В настоящее время точность наилучших стационарных наземных гравиметров составляет $10^{-8}$ g, для гравиметров морского базирования - $10^{-7}$ g, а для авиационных - $10^{-6}$ g. Большинство гравиметров, которые выпускаются промышленностью, основаны на свойствах растянутой пружины или упругих свойствах пружин, изготовленных из кварца или других специальных сплавов. Их точность недостаточна для решения

названных проблем. Поскольку точность гравиметров на основе традиционных принципов стала принципиально исчерпанной, многие разработчики на протяжении последних десятилетий пытаются использовать нетрадиционные подходы в попытках создать суперточные гравиметры [1,2]. Эти попытки можно сгруппировать по способу неконтактного подвешивания чувствительной массы гравиметра, по использованию электрических или магнитных сил, по методам измерения смещений чувствительной массы гравиметра (системы оптической регистрации, Джозефсоновские эффекты как основа измерений и т. д.), а также по компьютерным методам обработки сигналов. Скачок в совершенствовании гравиметров стал возможным благодаря финансирования разработок сверхпроводящих гравиметров. В работе [3] в деталях описан сверхпроводящий гравиметр. В [3] отмечается, что базовая конструкция сверхпроводящего гравиметра остается неизменной на протяжении почти30-ти лет с момента первой публикации [1]. Свободное состояние (левитация) чувствительной массы этого гравиметра достигается на основе эффекта Браунбека-Мейснера [1].

Альтернативная возможность базируется на явлении магнитной левитации. Исследования в этом направлении начались в конце 1960-х как естественное следствие развития низкотемпературной прикладной сверхпроводимости, теории электромеханического превращения энергии, методов теории управления, а также разработки навигационных систем оборонного назначения в СССР. Явление “Магнитная Потенциальная Яма” (МПЯ) [1], открытое в 1975 г, состоит в том, что магнитное притяжение между двумя отдаленными магнитами может измениться на магнитное отталкивание только в результате уменьшения расстояния между ними. При этом притягивающую силу между двумя отдаленными магнитами рассматривали как силу, которая увеличивается при уменьшении расстояния. Другими словами, МПЯ означает минимум у магнитной потенциальной энергии как функции расстояния. К моменту открытия МПЯ магнитное взаимодействие считалось монотонным, то есть исключалась возможность существования минимума где угодно за исключением точек на границе.

Целью данной работы является изложение результатов разработки чувствительного элемента и метода оценки гравитационного возмущения, действующего на левитирующее пробное тело. Описывается концепция криогенно-оптического датчика, представлена его конструкция, приводится математическая модель динамики сверхпроводящего подвеса и анализируется его устойчивость. Представлены результаты экспериментальных исследований магнитного подвеса совместно с оптическим итерферометрическим датчиком перемещений с субнанометровою чувствительностью.

## 1. Концепция криогенно-оптического датчика

Датчик базируется на трех особенностях. Во-первых, это новый тип сверхпроводящего подвеса пробного тела высокочувствительного гравиметра в

свободном состоянии. Известные сверхпроводящиее подвесы [1,2] используют концепцию левитации на основе эффекта Браунбека–Мейсснера [1], когда устойчивое магнитное удержание без контакта с другими телами возникает благодаря идеальному диамагнетизму сверхпроводника, который обеспечивает выталкивание из своего объема магнитного поля другого магнита, например, сверхпроводящей катушки, запитанной незатухающим током. Пробным телом известных гравиметров являюсь, как правило, сплошная сфера. Новая концепция использует не диамагнетизм сверхпроводника, а нулевое сопротивление сверхпроводника в виде тонкого замкнутого витка, например, кольца. При определенных условиях, благодаря проявлению феномена МПЯ такое кольцо может стойко зависать в свободном состоянии невзирая на то, что его диамагнетизм практически не проявляется и, согласно известным физическим принципам, делает подвес неработоспособным. Другой особенностью является лазерный метод измерения смещений пробного тела, тогда как у известных сверхпроводящих гравиметров, как правило, для этой цели используют датчики на основе эффекта Джозефсона (сверхпроводящие квантовые интерферрометрические датчики). Третья особенность состоит в использовании современных методов обработки сигналов для выделения очень малого возмущения на фоне значительных за величиной шумов, отвечающего параметрам измеряемого гравитационного поля.

Сверхпроводящий гравиметр представляет собой гравиметр пружинного типа, в котором в качестве аналога механической пружины выступает магнитная возвращающая сила, действующая на пробное сверхпроводящее тело в неоднородном магнитном поле сверхпроводящих колец или постоянного магнита. Благодаря высокой стабильности сверхпроводящих токов создается высокостабильная бездиссипативная пружина. В равновесии пробное тело левитирует в положении, где гравитационная сила уравновешена магнитной силой, действующей в противоположном направлении. При изменении гравитации пробное тело начинает сдвигаться с этой нулевой позиции и электронный датчик смещения производит сигнал ошибки. Изменением тока в управляющем кольце система автоподстройки создает дополнительное магнитное поле, пропорциональное этому сигналу, которое удерживает пробное тело в нулевом положении. Поскольку возвращающая сила линейная по току, то измерение тока в управляющем кольце обеспечивает линейные измерения изменений силы гравитации.

В чувствительном элементе пробная масса имела форму цилиндра, на котором размещались сверхпроводящие кольца и зеркало для интерферометрических измерений. К этому цилиндру крепятся дополнительные конструктивные элементы необходимые по технологическим соображениям.

Эффективное использование преимуществ систем с магнитной подвеской, имеющих практически неограниченную чувствительность, требует соответствующей системы регистрации смещения пробного тела. В чувствительном элементе положение пробного тела предложено определять с помощью лазерного сенсора. Это позволяет исключить возможные возмущения

положения пробного тела электрическими и магнитными полями в отличие от обычных сенсоров, которые использовались в предыдущих системах. Современные интерферометрические методы и динамические эффекты в лазерной генерации, вызванные слабыми внешними сигналами, используются для детектирования сверхмалых перемещений пробного тела. Интерферометрический метод может обеспечить точность измерения координат пробного тела не хуже 0,1 нм, что является достаточным для достижения необходимой чувствительности датчика. Нами были отобраны и реализованы экспериментальные схемы с лазерными детекторами смещения, которые обеспечивают проведение измерений смещений пробного тела и превращения сигнала в цифровую форму для последующей обработки. Было показано, что оптический датчик на основе диодного лазера с внешним резонатором в качестве источника монохроматического излучения и одномодового оптоволокна как канала транспортировки света к пробному телу с сохранением когерентности оптического излучения удовлетворяет необходимым требованиям.

Для обработки сигналов криогенно-оптического гравиметра предложено использовать несколько этапов обработки. Первый этап состоит в компенсации шумов, влияющих на основание прибора. Второй этап обработки ориентирован на использовании обратной динамической модели датчика [3]. Адаптивная цифровая фильтрация осуществляется на третьем этапе обработки. Сочетание подвески свободной чувствительной массы, оптической регистрационной системе и новых средствах обработки сигнала позволяет наделить наш прибор новыми динамическими свойствами.

## 2. Конструкция чувствительного элемента.

Общий вид опто-криогенного датчика представлен на рис. 1. Магнитный подвес является коаксиальным, то есть удерживающие магниты смещены из коаксиальной позиции на позиции, когда их оси параллельны оси подвеса. Из разных вариантов числа удерживающих магнитов (два, три, четыре) была выбрана система из четырех редкоземельных постоянных магнитов с вертикальной осью. Каждый магнит в горизонтальной плоскости имел прямоугольную форму. Вертикальные магнитные оси четырех наборов магнитов были сдвинуты от оси подвеса, так что образовалось пространство размером 18 мм в диаметре для размещения оптического датчика. Проблема невертикальности положения подвешенной свободной пробной массы, возникшая в результате неодинаковых магнитных свойств наборов постоянных магнитов,.решалась двумя изменениями конструкции. Одно из них – увеличение маятниковости пробной массы, другое сводилась к тонкому ферромагнитному кольцу, что компенсировало азимутальную неоднородность магнитного поля подвеса.

После теоретических и экспериментальных исследований подвеса, оптического датчика и программного обеспечения, анализировалась целесообразность реализации выбранной конструкции в целом. В части подвеса

основные роботы касались изменений конструкции магнитной системы, когда вместо размещения удерживающих магнитов на оси подвеса они должны были быть смещенны от вертикальной оси для размещения на ней оптического лазерного датчика.

**Рисунок 1.**

Конструкция магнитного подвеса включает четыре набора постоянных редкоземельных магнитов, вертикальные оси которых были сдвинуты от оси подвеса в четырех радиальных направлениях. Конструкция пробной массы имеет два ниобий – титановых кольца. Верхняя плоскость пробного тела полирована для использования в качестве отражающей плоскости для лазерных лучей. Левитационный зазор в зависимости от массы пробного тела был от 7-ми до 15 -ти миллиметров. На основе этой рабочей модели были проведены теоретические и экспериментальные исследования совместной работы системы подвес – регистрация. Анализировалось влияние физического состояния гелия (жидкость или газ) на совместную работу системы подвес – регистрация. изучалось также влияние пассивного фильтра на точность измерений. Анализировались факторы, которые влияют на уменьшение жесткости подвеса, в частности, наличие дополнительной ферромагнитной массы на свободной пробной массе.

### 3. Система обработки сигналов

Система обработки сигналов состоит из адаптивного компенсатора, обратной динамической модели датчика, адаптивного фильтра Калмана и цифрового фильтра. Вместо обратной модели датчика может использоваться нейросеть специального типа. Программное обеспечение включает алгоритмы оценивания гравитационного возмущения с использованием 12-мерной модели подвеса. Оно также включает подсистему взаимодействия ядра программы с базой данных, а также с алгоритмами для взаимодействия с датчиком. Предусмотрено последовательное включение новых программных модулей, которые разработаны на основе C++ и Matlab. В программное обеспечение

включены специальные средства для существенного уменьшения уровней внутренних и генерирующих светом шумов с учетом особенностей детектора.

Проведен анализ характеристик интенсивности шума оптического измерителя кординат. Получена корреляционная функция и спектральная плотность шума с учетом процессов фильтрации в интерферометре и произвольной модуляции волнового фронта. Анализ включал учет модуляции дробового шума как специального случая интенсивности шума. Для детектирования сигнала, искаженного дробовым шумом, было найдено отношение сигнал-шум как функции модуляционных параметров и построена процедура его оптимизации.

Предложен алгоритм адаптивной компенсации шума, который базируется на методе глобальной оптимизации. Компенсатор имеет возможность извлекать полезную информацию из зашумленого оптического сигнала в реальном масштабе времени. Система компенсации шума допускает использование двух типов сенсоров. Первичный сенсор формирует зашумлений исходный сигнал. вторичный сенсор измеряет шум, который некоррелирован с полезным сигналом и коррелирован с шумом в первичном сенсоре.

Разработаны нейросетевые алгоритмы анализа сигналов и оценивания гравитационных возмущений на основе использования информационного подхода. Исследована погрешность энтропийно-минимизационного подхода идентификации динамики пробного тела Было изучено влияние часового окна Парсена на поиск минимума энтропии. Аналитически показано, что минимум энтропии может быть локальным, в то же время глобальный минимум непараметрического оценивания энтропии может быть найден на основе использования информации по Шеннону и гауссовских ядер. Проведен сравнительный анализ минимизации энтропии погрешности и минимизации энтропии серенеквадратичной погрешности кратковременного прогноза по экспериментальным данним. Статистические свойства погрешности оценивания центральных моментов высокого порядка экспериментальных часовых рядов и прогнозирования использованы в качестве критериев сравнения.

Разработано математическое описание новой нейросети ингибиторного типа, которые представляет важный класс нейросетей. Рассмотрены и определены необходимые условия устойчивости поведения компетитивной ингибиторной нейросети и разработан алгоритм, который основывается на условиях устойчивости. Разработан алгоритм реализации ингибиторной нейросети применительно к задаче оценивания сигнала, характеризующего положение левитующего тела в пространстве.

Проведено тестирование программного обеспечения для оценивания гравитационного возмущения, влияющего левитирующее пробное тело. В состав программного обеспечения добавлен модуль асимптотического оценивания гравитационного возмущения по оптическим измерением. Выполнен анализ качества оценивания гравитационного возмущения с применением последовательной обработки «оптимальный фильтр – обратная модель – адаптивный фильтр». Для сравнения качества оценивания

использованы следующие критерии: отношение стандартных отклонений оцененных сигналов, средняя квадратичная погрешность оценки и коэффициент корреляции сигнала без шума и оцененного сигнала.

## 4. Выводы

Разработан и экспериментально исследован гравиметрический датчик на основе оптического измерителя, магнитного подвеса сверхпроводящего пробного тела и системы обработки сигналов. Использование оптического датчика позволило существенно повысить точность измерения вариаций величины g. Исследована робота датчика в условиях криогенных температур, отработаны схемы сбора и обработки данных. С помощью разработанного датчика исследована динамика левитирующего пробного тела в различном окружении (ожиженный гелий, холодные пары гелия и др.). На основе исследований проведена доработка его элементов с целью повышения чувствительности и снижения уровня шумов.

Разработан, создан и исследован оптический интерферометрический датчик перемещений с субнанометровой чувствительностью. Датчик использован для исследования динамики колебаний пробного тела с микронными амплитудами и показано, что предложенный и экспериментально реализованный метод детектирования малых смещений пробного тела обеспечивает возможность использования метода в сверхпроводящих гравиметрах при адэкватных параметрах чувствительного элемента гравиметра. Достигнутая чувствительность оптического датчика позволяет регистрировать минимальное смещение пробного тела порядка 100 пм, что при собственной частоте колебаний пробного тела 0,2 Гц дает возможность детектировать изменение ускорения земного тяготения на уровне $10^{-10}$ g.

Работа выполнена при поддержке УНТЦ в рамках проекта U039k.

## Библиографические ссылки

[1] Kozoriz V. Novel Magnetic Levitation and Propulsion Phenomena, ISBN 966-7108-10-4, Zaporizhya, 1999, 271p.
[2] V.Yatsenko and P.Pardallos, Global optimization of cryogenic-optical sensor, in Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites, K. W.H. Fujisada, J. Lirie, ed., Proc. SPIE **4550**, ãã. 433 - 441, 2001.
[3] Yatsenko, V. (2003), Functional structure of the cryogenic optical sensor and mathematical modeling of signal, SPIE Conference 'Optical Science and Technologies', 3-8 August 2003, San Diego, USA, Proc. of SPIE, V. 5172.
[4] Yatsenko V.A. and Kryuchkov E.I. On the possibility of application of "Magnetic Potential Well" effect for creation of a graviinertial cryogenic device. Journal of Automation and Information Science, V. 34, 2003.-P. 106-119.

УДК 681.391.082

# МЕТОДИ ТА АЛГОРИТМИ ФУНКЦІОНУВАННЯ ВИСОКОІНФОРМАТИВНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ ОБРОБКИ ТА ПЕРЕДАЧІ ІНФОРМАЦІЇ.

Б.М. Шевчук

Інститут кібернетики ім. В.М. Глушкова НАН України.
М. Київ, Україна.
incors@ukr.net

Супутникові системи цифрового зв'язку (ССЦЗ) характеризуються суттєвими затримками при передачі даних від одного абонента до іншого через супутниковий ретранслятор (затримка досягає декілька десятих долей секунди), при цьому інформація від супутника може прийматись багатьма абонентами. Сучасні ССЦЗ підтримують пакетну комутацію, відповідно супутниковий ретранслятор забезпечує демодуляцію і декодування прийнятих сигналів, виправлення помилкових повідомлень з наступним формуванням початкових потоків даних, які перетворюються у високочастотні сигнали. З метою підвищення інформативності каналів раодіозв'язку (КРЗ) супутникових мереж без суттєвого ускладнення апаратури розглянемо теоретичні основи та опишемо методологію підвищення інформаційної швидкості передачі даних за рахунок реалізації алгоритмів кодування та формування псевдохаотичних інтервальних та шумоподібних пакетів інформації.

Для комп'ютерних мереж з КРЗ існує прямий зв'язок між інформаційною ємністю сигналу, що модулює несучу, та шириною його смуги (ефективної слуги), в якій зосереджена основна енергія сигналу. Дослідження Найквіста показали [1], що якщо канальна швидкість передачі сигналу $v_к$ (біт/с), то з цією швидкістю можуть передаватись сигнали з частотами, що не перевищують ширину смуги частот $F = v_к/2$ (Гц) і навпаки, для сигналу з шириною смуги $F$ (Гц) найбільша швидкість передачі не перевищує величину $2F$ (біт/с). Наприклад, при передачі найбільш високочастотної двійкової послідовності …010101… з тривалістю двійкового символу $T_b$ секунд (період повторення двійкових послідовностей $t_n = 2T_b$, відповідно $F = 1/t_n = 1/2T_b$), максимальна канальна швидкість передачі інформації $v_{к\max} = 1/T_b$ біт/с, а ефективність використання смуги частот $\xi = v_к/F = 2$ біт/с/Гц. Реальна пропускна здатність цифрових систем передачі понижується з ідеальних 2 символів/с/Гц до 1.8-1.4 символів/с/Гц [1], що пов'язано з виникненням міжсимвольної інтерференції під час передачі цифрових сигналів по радіоканалу. В результаті цього фронти цифрових (імпульсних) сигналів "розмиваються" та накладаються на сусідні інтервали передачі двійкових символів, що в свою чергу призводить до підвищення ймовірності появи похибок в процесі прийому інформації. Слід зазначити, що тривалість міжсимвольної інтерференції може перевищувати тривалість двійкового символу. Тому для суттєвого зменшення похибок при

прийнятті рішення про прийом відповідного символу необхідно збільшувати ширину смуги каналу зв'язку з урахуванням заданої якості відновлення крутизни фронту імпульсних сигналів, тобто

$$F = k_{фс} \cdot v_к / 2, \qquad (1)$$

де $k_{фс} = (F + F_0)/F_0$ - коефіцієнт, що враховує якість відновлення фронтів цифрових сигналів, $F_0$ - надлишкова смуга частот.

На сьогоднішній день не існує єдиного визначення ширини смуги частот радіоканалу. Найбільш популярною мірою ширини смуги в цифрових системах зв'язку є ширина основного спектрального пелюстка, в якому зосереджена основна потужність сигналу, проте для деяких видів модуляції спостерігається відсутність явно вираженого пелюстка з центром на несучій частоті. Тому основним критерієм визначення величини $F$ пов'язано з вмістом в смузі частот певної частини сумарної потужності сигналу. Наприклад, згідно вимог Федеральної комісії по засобам зв'язку США (FCC) смуга частот обмежується шириною, за межами якої знаходиться 1 % потужності сигналу. Існують оцінки смуги частот з урахуванням величини спектральної густини потужності по рівню $x$ децибел, наприклад, 35 дБ, 50 дБ. Таким чином, для надійної передачі інформації при заданій смузі частот F канальну швидкість $v_к$ необхідно зменшувати на величину $k_{фс}$, тобто $v_к = 2F/k_{фс}$, де на практиці $k_{фс} > 1.4 - 1.8.$ Підвищення швидкості $v_к$ при обмеженій смузі частот досягається за рахунок збільшення кількості елементів сигналу (канального сигналу), що передається несучою. Слід зазначити, що альтернативним і перспективним способом передачі інформації є передача даних без несучої [2,3] або шляхом використання надширокополосних методів зв'язку [4,5]. До найбільш поширених способів підвищення інформаційної швидкості передачі інформації $v_i$ $(v_i = k \cdot v_к, k > 1)$ відносяться: способи кодування та формування $m_i$ – х канальних сигналів (КС) на інформаційному рівні, де $m_i = \log_2 M_i$, $M_i$ – кількість інформаційних елементів (дискретів) КС ($M_i = 2^{m_i}$), $m_i$ – кількість двійкових біт, які передаються КС; способи багаторівневої маніпуляції несучої (амплітудної (АМ), частотної (ЧМ), фазової (ФМ) та їх комбінаціями), для яких кількість рівнів модуляції $M_m$ визначає розмір набору КС, де $M_m = 2^m$, $m_m = \log_2 M_m$ – кількість біт, що передаються КС. Прикладами розповсюджених схем модуляцій є BPSK (M=2), QPSK (M=4), 8PSK, MFSK (M=2,4,8), 16-QAM, 64-QAM та інші. При цьому кожна схема маніпуляції вимагає використання необхідної (зайнятої) ширини смуги радіочастот, величина якої є в $k_m$ разів більшою за теоретичну величину $F$, що визначається виразом (1), тобто

$$F_з = k_{фс} \cdot k_m \cdot v_к / 2, \qquad (2)$$

де $F_з$ – величина зайнятої ширини смуги радіочастот; $k_m$ – коефіцієнт, що враховує метод маніпуляції несучої, при цьому, як правило, $1 < k_m^{AM} < k_m^{ФМ} < k_m^{ЧМ}$. Критерієм оцінки величини $F_з$ служить контрольна ширина смуги частот радіовипромінювання [6], за нижньою і верхньою межами якої люба спектральна складова є ослабленою на 30 дБ і більше відносно рівня випромінювання, прийнятого за 0 дБ. В свою чергу нульовий рівень відліку залежить від класу випромінювання [6]. Таким чином, для оцінки ширини смуги випромінювання радіопередавача достатньо нормувати контрольну ширину смуги частот на рівні -30 дБ, відносно рівня 0 дБ і спектри поза смугових випромінювань на більш низьких рівнях. Визначаючи робочу смугу частот $F_з$ згідно виразу (2) та враховуючи попередній стиск даних на величину $K_{ст}$, максимальну інформаційну швидкість передачі інформації можливо визначити згідно виразу

$$v_{i\max} = v_к \cdot m_i \cdot m_m \cdot K_{ст} = \frac{2F_з \cdot m_i \cdot m_m \cdot K_{ст}}{k_{сф} \cdot k_m}, \qquad (3)$$

де $K_{ст} = k_{св} \cdot k_{сбв}$, $k_{св}$ – коефіцієнт стиску даних з втратами (що характерно при обробці сигналів і зображень), $k_{сбв}$ – коефіцієнт стиску даних без втрат (при стиску масивів даних $k_{св} = 1$).

Для досягнення величини $v_{i\max}$ на апаратуру приймачів абонентів мережі зв'язку покладаються додаткові завдання, згідно яких приймач повинен розпізнавати $M_i$ та $M_m$ елементів сигналу. На практиці величини $M_i$ та $M_m$ обмежуються завадами та спотвореннями сигналу, що виникають в радіоканалі.

При збільшенні швидкості передачі інформації тривалість бітів зменшується, тому при даному рівні шумів в точці прийому спостерігається більша кількість спотворених (не вірно прийнятих) бітів. Теоретично зв'язок між швидкістю безпомилкової передачі даних $C$, величиною смуги частот $F$ і рівнем шумів в каналі зв'язку описується формулою Шеннона, згідно якої $C = F \cdot \log_2(1 + S/N)$, де $S/N$ – відношення потужності сигналу до потужності шуму. Згідно цієї формули при фіксованому рівні шумів пропускну здатність каналу зв'язку $C$ можна збільшувати за рахунок збільшення смуги $F$ або потужності сигналу $S$. Проте на практиці збільшення потужності призводить до появи інтермодуляційних завад. Оскільки шум вважається білим (рівномірним) то при збільшенні смуги $F$ відношення $S/N$ зменшується, а не збільшується [7]. Тому для поточної оцінки продуктивності цифрових систем зв'язку та характеристики швидкості передачі інформації і рівня помилок, більш доцільніше контролювати величину $E_b/N_0$, яка є відношенням енергії сигналу на один біт (питомої енергії одного біту) до густини потужності шумів на один герц (спектральної густини потужності шуму) [1,7], де $E_b = S \cdot T_b$, $T_b$ – тривалість передачі одного біта, $N_0 = N/F$. Перевагою використання величини $E_b/N_0$ для характеристики системи зв'язку в порівнянні з

відношенням $S/N$ є незалежність показника $E_b/N_0$ від ширини смуги $F$. Оскільки ймовірність помилок в каналі зв'язку є функцією суми завад (теплового шуму і широкосмугового гаусового шуму, утвореного від роботи сусідніх радіостанцій, джерел промислових та імпульсних завад), то відношення сигнал/шум в каналі зв'язку можна записати як $E_b/(N_0 + J_0)$ – де $J_0 = J/F >> N_0$, $J$ – середня потужність сумарних завад. Відповідно, необхідне значення відношення енергії біта даних до спектральної густини потужності шумів $(E_b/J_0)_н$, яке потрібне для підтримки заданого рівня ймовірності помилок в каналі зв'язку, є основою для вибору максимальної канальної швидкості передачі інформації $v_{к\max}$. Враховуючи, що $v_к = 1/T_b$, взаємозв'язок двох показників $(E_b/J_0)_н$ і $S/N$ $(S/J)$ можна описати таким виразом

$$(E_b/J_0)_н = \frac{S \cdot T_b}{J/F} = \frac{S}{J} \cdot \frac{F}{v_к}, \qquad (4)$$

де $F/v_к = F \cdot T_b = B$ – коефіцієнт розширення спектра сигналу або база сигналу.

Таким чином для збереження необхідного значення показника $E_b/N_0$ при підвищенні швидкості передачі даних $v_{к\max}$ вимагає збільшення потужності сигналу по відношенню до потужності шумів. При незмінній потужності сигналу і шуму збільшення величини $v_{к\max}$ призводить до збільшення рівня виникнення помилок. Оскільки реальні КРЗ мають обмежену смугу $F$, в якій рівень шумів змінюється у великих межах, то забезпечення передачі інформації з заданим рівнем помилок досягається за рахунок зміни параметрів бази сигналу $B$ у великих межах $(10 < B \le 1)$. Використання сигналів з великою базою (шумоподібних сигналів (ШПС) з $B >> 1$) дозволяє підвищити завадостійкість систем зв'язку, а наявність в каналі зв'язку складної структури ШПС в частотно-часовій області унеможливлює прийом сигналів, якщо невідомі дані про їх структуру і часові характеристики. Найбільшого розповсюдження отримали ШПС частотно-модульовані (ЧМ), багаточастотні (БЧ), фазоманіпульовані (ФМ), дискретно складові частотні (ДСЧ) та ДСЧ-ФМ ШПС [8]. Наприклад, при використанні ФМ-ШПС в радіоканалі спостерігається послідовність радіоімпульсів, фаза яких приймає два значення: 0 і $\pi$. Відеосигнал ФМ-ШПС складається із N імпульсних сигналів, мінімальна тривалість яких рівна $\tau_0 = T_b/N$, а ширина його спектра рівна приблизно ширині спектра сигналу $F = 1/\tau_0 = N/T_b$. База ФМ-ШПС $B = F \cdot T_b = T_b/\tau_0 = N$, тобто рівна числу елементів ШПС при відповідній тривалості біту $T_b$. Інформаційна швидкість передачі інформації $v_i = v_к/N = 1/N \cdot T_b$. Підвищення величини $v_i$ досягається за рахунок одночасної передачі даних L ортогональними сигналами, де $L \le B/4$ [9]. В роботах [10,11] запропоновані методи захисту та передачі інформації шляхом кодування і формування псевдохаотичних шумоподібних пакетів з урахуванням поточного стану рівня шумів в КРЗ. Основою такої передачі даних є дотримання умов "маскування"

основного (інформативного) піку кореляційної функції (КФ) ШПС серед високорівневих шумових (хибних) піків. При цьому місцезнаходження основного піку КФ відоме тільки абоненту-відправнику, ретранслятору і абоненту-адресату. Основою підвищення інформативності супутникових КРЗ, окрім реалізації процедури поточного моніторингу стану зашумленості каналу, є формування ІП у вигляді псевдо хаотичних сигналів, база і структура яких залежить від визначеного співвідношення сигнал/шум, причому інформаційна швидкість $v_i = k \cdot v_к / B$, де $k = f\left(F_з, m_i, m_m, K_{ст}, 1/k_{сф}, 1/k_m\right)$, а величина бази сигналу змінюється у великих межах, тобто $1 \le B \le B_{\max}$, де $B_{\max}$ досягає величин десятки-сотні одиниць і задається відповідними псевдовипадковими послідовностями типу Баркера, Голда, Касамі [1, 7-9].

При виборі $B = 1$, що характерно для "чистого" КРЗ, доцільно організувати передачу ІП, при якій $v_i > v_к$. Для цього масиви даних розбиваються на $p_j$ двійкові послідовності (ДП) (наприклад, $p = 2$ $(j = 4)$, р=3 $(j = 8)$, $p = 4$ $(j = 16)$ і т.д.), які передаються інтервальними імпульсними сигналами (ІІС) відповідної полярності та тривалості. В таблиці 1 наведені приклади інтервальних послідовностей, на які по певному закону (хаотично) можна замінювати відповідні $p_j$ ДП, при цьому, наприклад, $t_0 = t_{\min} = T_b$, $t_1 = t_{\min} + \Delta_i$, $t_c = t_{\min} + 2\,\Delta_i$, $t_{\bar{c}} = t_{\min} + 3\Delta_i$, а одинакові по тривалості сусідні сигнали $(t_0 t_0, t_1 t_1, t_c t_c)$ кодуються різною полярністю $(T = T_b)$. Тривалості базових інтервальних сигналів $t_0, t_1, t_c, t_{\bar{c}}$ та дискретна часова величина $\Delta_i$ можуть також хаотично змінюватись ($\Delta_i$ вибирається із послідовності величин $0.25T_b, 0.3T_b, 0.35T_b$, …). Виграш по зменшенню тривалості кожного КС в результаті реалізації даного кодування $\eta = b_j \cdot T_b - T_{ІІС}$.

В залежності від швидкодії абонентського процесора та наявного часу обробки даних в процесі формування ІП можливі декілька варіантів кодування даних. Найпростіший і швидкодіючий спосіб кодування полягає в тому, що відповідним ДП, довжиною $p_j$ біт, згідно службових табличних даних, номера яких можуть хаотично змінюватись, формуються відповідні ІІС чи ФМ-ШПС, які передаються радіопередавачем. Більш високоінформативним способом формування ІП є реалізація кодування, при якому в масиві даних здійснюється частотний аналіз зустрічі відповідних ДП, номера яких упорядковуються по максимуму частоти зустрічі. Відповідній кількості ДП, які найчастіше зустрічаються, присвоюються найменші по тривалості ІІС, тобто кодування даних реалізується шляхом досягнення мінімуму сумарної тривалості інформаційного кадру (ІК) пакету інформації згідно виразу

$$\min\{T_{IK}\} = \sum_{i=1}^{M} f_i \cdot p_i \cdot T_b ,$$

де $f_i$ – частота зустрічі і-ї ДП, $M$ – кількість ДП $p_i$ тривалістю $T_b$.

**Таблиця 1.**

| **Номер ДП** | **ІІС або код ШПС** | **Тривалість ІІС** | **Виграш $\eta$** |
|---|---|---|---|
| 1 | $t_0 t_0$ | $2T$ | 0 |
| 2 | $t_0 t_1$ | $2T+\Delta$ | $-\Delta$ |
| 3 | $t_1 t_0$ | $2T+\Delta$ | $-\Delta$ |
| 4 | $t_1 t_1$ | $2T+\Delta$ | $-2\Delta$ |
| 5 | $t_0\ t_c$ | $2T+2\Delta$ | $T-2\Delta$ |
| 6 | $t_c\ t_0$ | $2T+2\Delta$ | $T-2\Delta$ |
| 7 | $t_1\ t_c$ | $2T+3\Delta$ | $T-3\Delta$ |
| 8 | $t_c\ t_1$ | $2T+3\Delta$ | $T-3\Delta$ |
| 9 | $t_c\ t_c$ | $2T+4\Delta$ | $2T-4\Delta$ |
| 10 | $t_c\ t_{\bar{c}}$ | $2T+5\Delta$ | $2T-5\Delta$ |
| 11 | $t_{\bar{c}}\ t_c$ | $2T+5\Delta$ | $2T-5\Delta$ |
| 12 | $t_0\ t_{\bar{c}}$ | $2T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 13 | $t_{\bar{c}}\ t_0$ | $2T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 14 | $t_1\ t_{\bar{c}}$ | $2T+4\Delta$ | $2T-4\Delta$ |
| 15 | $t_{\bar{c}}\ t_1$ | $2T+4\Delta$ | $2T-4\Delta$ |
| 16 | $t_{\bar{c}}\ t_{\bar{c}}$ | $2T+6\Delta$ | $2T-6\Delta$ |
| 17 | $t_0\ t_0\ t_0$ | $3T$ | $2T$ |
| 18 | $t_0\ t_0\ t_1$ | $3T+\Delta$ | $2T-\Delta$ |
| 19 | $t_0\ t_1\ t_0$ | $3T+\Delta$ | $2T-\Delta$ |
| 20 | $t_1\ t_0\ t_0$ | $3T+\Delta$ | $2T-\Delta$ |
| 21 | $t_1\ t_0\ t_1$ | $3T+2\Delta$ | $2T-2\Delta$ |
| 22 | $t_1\ t_1\ t_0$ | $3T+2\Delta$ | $2T-2\Delta$ |
| 23 | $t_1\ t_1\ t_1$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 24 | $t_0\ t_0\ t_c$ | $3T+2\Delta$ | $2T-2\Delta$ |
| 25 | $t_0\ t_c\ t_0$ | $3T+2\Delta$ | $2T-2\Delta$ |
| 26 | $t_c\ t_0\ t_0$ | $3T+2\Delta$ | $2T-2\Delta$ |
| 27 | $t_0\ t_1\ t_c$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 28 | $t_0\ t_c\ t_1$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 29 | $t_1\ t_0\ t_c$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 30 | $t_1\ t_c\ t_0$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 31 | $t_c\ t_0\ t_1$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 32 | $t_c\ t_1\ t_0$ | $3T+3\Delta$ | $2T-3\Delta$ |
| 33 | $t_0\ t_c\ t_c$ | $3T+4\Delta$ | $2T-4\Delta$ |
| 34 | $t_c\ t_0\ t_c$ | $3T+4\Delta$ | $2T-4\Delta$ |
| 35 | $t_c\ t_c\ t_0$ | $3T+4\Delta$ | $2T-4\Delta$ |
| 36 | $t_1\ t_c\ t_c$ | $3T+5\Delta$ | $2T-5\Delta$ |

| Номер ДП | ІІС або код ШПС | Тривалість ІІС | Виграш $\eta$ |
|---|---|---|---|
| 37 | $t_c\, t_1\, t_c$ | $3T + 5\Delta$ | $2T - 5\Delta$ |
| 38 | $t_c\, t_c\, t_1$ | $3T + 5\Delta$ | $2T - 6\Delta$ |
| 39 | $t_c\, t_c\, t_c$ | $3T + 6\Delta$ | $2T - 6\Delta$ |
| 40 | $t_0\, t_0\, t_0\, t_0$ | $4T$ | $2T$ |

При наявності завад в КРЗ доцільно формувати псевдохаотичні шумоподібні ІП, отриманих на основі ФМ-ШПС відповідної тривалості та форми. Ефективним способом передачі даних є заміна двох бітових послідовностей 00, 01, 10, 11 на ШПС $t_0$, $t_1$, $t_c$, $t_{\bar{c}}$. При високому рівні шумів в каналів формуються більш тривалі ФМ-ШПС у відповідності з даними, наведеними в таблиці. Запропоновані методи та алгоритми кодування і формування КС суттєво зменшують тривалості ІК при допустимій поточній величині $v_{\kappa\max}$.

**Бібліографічний список**


[1] Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение, 2-е изд.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом “Вильямс”, 2003. – 1104 с.

[2] Хармут Х.Ф. Несинусоидальные волны в радиолокации и радиосвязи. – М.: Радио и связь, 1985. – 365 с.

[3] Невдяев Л.М. Связь без несущей // Мобильный мир. – 2002. - №1-2. – С. 24-27.

[4] Урядников Ю.Ф., Аджемов С.С. Сверхширокополосная связь. Теория и применение. М.: СОЛОН-Пресс, 2005. – 368 с.

[5] Шахнович И.В. Современные технологии беспроводной связи, 2-е изд.: - М.: Техносфера, 2006. – 288 с.

[6] Бадалов А.Л., Михайлов А.С. Нормы и параметры электромагнитной совместимости РЭС: Справочник. – М.: Радио и свіязь, 1990. – 272 с.

[7] Столлингс В. Беспроводные линии святи и сети.: Пер. с англ.. – М.: Издательский дом “Вильямс”, 2003. – 640 с.

[8] Радиосистемы передачи информации: Учебное пособие для вузов / В.А. Васин, В.В. Калмыков, Ю.Н. Себекин и др.; под ред. И.Б. Федорова и В.В. Калмыкова. – М.: Горячая линия-Телеком, 2005. – 472 с.

[9] Голяницкий И.А. Математические модели и методы в радиосвязи / Под ред. Ю.А. Громакова. – М.: Эко-трендз, 2005. – 440 с.

[10] Шевчук Б.М., Куляс А.І., Фраєр С.В. і інш. Аналіз систем ортогональних сигналів для побудови мобільних мереж передачі інформації х кодовим розділенням каналів // Комп’ютерні засоби, мережі та системи. – 2004. - № 3. – С. 95-101.

[11] Шевчук Б.М., Задірака В.К., Фраєр С.В. Ефективні методи фільтрації-стиску та захисту інформації в комп’ютерних мережах тривалого моніторингу станів об’єктів // Штучний інтелект. – 2006. - № 3. – С. 804-815.

# ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ УЛУЧШЕНИЯ КАЧЕСТВА СЖАТИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВЕЙВЛЕТ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ.

Никитенко Л.Л.

Институт кибернетики им. В.М. Глушкова НАНУ
г. Киев, Украина

# THE MAINSTREAMS OF THE IMAGE COMPRESSION QUALITY AMELIORATE WITH APPLICATIONS WAVELET TRANSFORMS

Nikitenko L.L.

V.M.Glushkov Institute of Cybernetics NASU

Дискретные вейвлет преобразования широко и эффективно используются для обработки и сжатия изображений [1]. Основанием для их создания послужила похожесть соседних пикселов изображения. Все вейвлет преобразования состоят из последовательности аналогичных шагов, выполнение которых приводит к концентрации энергии изображения в подматрицах меньшего размера (как правило, уменьшение размеров в 2 или 4 раза). Шаг преобразования состоит в прохождении входного сигнала через сглаживающий (низкочастотный) фильтр и детализирующий (высокочастотный) фильтр и прореживании (децимации) выходов фильтров.

Прореживание необходимо для сохранения размеров сигнала, поскольку два фильтра дают удвоенное количество выходных элементов.

Входом следующего шага является выход сглаживающего фильтра. Поскольку происходит концентрация энергии входного сигнала на выходе низкочастотного фильтра, то в конечном итоге большая часть энергии концентрируется на выходе самого последнего низкочастотного фильтра. Поскольку каждая прореженная последовательность преобразованных выходов фильтров является частью входного сигнала, частоты которого лежат в некотором поддиапазоне, то такое преобразование еще называется поддиапазонным. Поддиапазонные преобразования выделяют различные частоты из входного сигнала и дают возможность контролировать отбрасываемую информацию из каждого поддиапазона частот. Для двумерных изображений в одном шаге применяются последовательно преобразование по столбцам и по строкам цифрового представления изображения.

Самым простым из вейвлет преобразований является вейвлет преобразование Хаара, смысл которого состоит в вычислении (средних) полу сумм (низкочастотный фильтр) и полу разностей (высокочастотный фильтр) от двух соседних коэффициентов (на первом шаге – пикселов). Полу суммы концентрируют энергию изображения, а полу разности отвечают за детали изображения. Преобразование Хаара можно представить в виде матрицы,

коэффициенты которой принимают значения 0, +1 и -1. Такие значения коэффициентов позволяет выполнять преобразование с использованием только операций сложения и вычитания. Преобразование Хаара ортогонально и хорошо сочетается с целочисленной арифметикой.

Другим классом вейвлет преобразований являются вейвлеты Добеши, в которых фильтры имеют больше двух коэффициентов, и, следовательно, используют коэффициенты, отличные от 0 и 1. Широкое применение имеет биортогональный фильтр 9/7 (в одном фильтре используется 9 коэффициентов, а в другом 7).

Однако все вейвлет преобразования (а особенно преобразование Хаара), к сожалению, страдают слишком высокой энергией в детализирующих коэффициентах первого шага преобразования и наличием артефактов. Кроме того, как и для любых типов преобразования изображений с целью сжатия, участки изображений с низкой корреляцией соседних пикселов (с большой разницей в величинах соседних пикселов) снижают качество сжатия. Эти две проблемы часто взаимосвязаны, например, четко выраженные контуры образов, представленных на изображении, слабо коррелированны в направлении, перпендикулярном контуру, и именно они же оставят высокую энергию в детализирующих коэффициентах первого шага преобразования. Такими образами могут быть графики, чертежи, синтетические изображения типа мультфильмов, контур тела или лица на контрастном фоне и многие другие.

Для вейвлет преобразований существует прекрасный алгоритм сжатия и прогрессивной передачи информации (SPIHT) [2], который позволяет предавать информацию для последовательного улучшения уже принятого изображения. Этот алгоритм стал возможным именно благодаря поддиапазонной структуре вейвлет преобразований. В алгоритме коэффициенты матрицы вейвлет преобразования отождествляются со структурой пространственно ориентированного дерева. Пространственная ориентация дерева согласована с пространственной ориентацией преобразованных коэффициентов из разных поддиапазонов. Корнями дерева являются коэффициенты самого низкочастотного уровня, а листьями – выходы высокочастотного фильтра первого шага преобразования. Любые пространственные особенности изображения остаются легко различимыми на всех уровнях, но разные уровни отражают разные геометрические особенности образа. Использование структуры дерева во время работы алгоритма для поразрядной передачи коэффициентов, когда более высокие разряды всех коэффициентов передаются ранее низших разрядов, ускоряет сортировку коэффициентов и является аналогом скалярного квантования, только с лучшим результатом, поскольку коэффициенты передаются в упорядоченной последовательности.

В современной литературе описано множество попыток улучшить качество сжимаемого изображения при том же уровне сжатия, уделяя дополнительное внимание определенным частям изображения (за счет всего остального изображения). Основная идея таких попыток состоит в том, чтобы выделить в изображении наиболее важные или слабо коррелированные области (автоматически или вручную), и передать дополнительную информацию для

улучшения их качества. В основном изображении выделенные области могут оставаться неизменными, либо сглаженными, за счет вычитания разницы между усредненным фоном и истинными значениями пикселов.

С нашей точки зрения наиболее интересными и перспективными являются следующие подходы решения проблемы:

1) выделение наиболее важных областей изображения, более слабое сжатие и/или более легкое квантование коэффициентов из этих областей;

2) выделение четких контуров образов и передача информации о них перед передачей всего изображения;

3) использование остаточной корреляции внутри и между поддиапазонами преобразованных изображений.

На каждом из этих подходов остановимся подробнее.

Выделение наиболее важных областей изображения [3] связывается со свойством глаза человека: при фокусировке на определенной точке изображения, информация вблизи этой точки различается лучше, чем вдали от нее. Иными словами, возле точки фокусировки глаза две точки различаются на более близком расстоянии, чем вдали от нее. Значит, улучшение качества изображения в наиболее важной области, например, лицо человека, за счет менее значимых областей или фона облегчает задачу распознавания и производит субъективное впечатление лучшего качества изображения в целом для наблюдателя-человека. Заметим, что искусственно созданный наблюдатель типа робота с этим мнением может и не согласиться.

Выбор таких точек (или областей) фокусировки производится либо в ручном режиме, когда оператор выбирает их непосредственно перед преобразованием изображения, либо автоматически, по наперед заданному правилу. Такие точки/области фокусировки названы точками/областями фиксации. Недостатком метода является необходимость фиксированного выбора точки/области фиксации до выполнения преобразования. Более - менее оптимальный выбор выполняется в ручном режиме. Автоматический анализ изображения с целью определения таких точек/областей требует разработки целой серии алгоритмов определения наиболее значимых участков для различных типов изображений. Определение значимости участка требует введения некоторой «меры важности», а это также не простая задача. Допустимый уровень ухудшения качества оставшейся части изображения – еще одна задача, которая возникает в этом случае.

Второй подход улучшает качество изображения для любого вида наблюдателей при выполнении очень сильного сжатия с потерями (из-за квантования величин коэффициентов) [4]. Смысл его тоже прост. Сначала в цифровом представлении изображения выбираются последовательности точек с резким перепадом величин пикселов по сравнению с ближайшим окружением. Такая последовательность считается линией края образа (или контура). Эта последовательность приближается одинаковой по величине (без учета высоты пикселов) ломаной линией. Место прохождения ломаной задается с некоторой, наперед заданной точностью (например, ограниченная величина среднеквадратичного отклонения координат пикселов от линии или

ограниченная величина отклонения координат пикселов от линии). Информация о линейных отрезках (количество, координаты, длины) передается перед коэффициентами преобразования всего изображения. При приеме и обратном преобразовании изображения, информация о месте прохождения ломаной линии используется для уточнения высоты перепада пикселов (усиление контура). Поскольку в большом количестве изображений именно контурная линия облегчает распознавание образов на изображении, то такой подход часто существенно улучшает объективное качество изображения при сильном сжатии. Недостатком такого подхода является дополнительное искривление линии прохождения контура за счет приближений его ломаной линией. Уточнение высоты контура с использованием величин пикселов на заданном расстоянии от него также вносит некоторое дополнительное искривление, но теперь уже по величине контура. Еще одним недостатком является факт, что улучшения качества изображения при небольших уровнях сжатиях и сжатиях без потерь не наблюдается. Зато подход оказывается действенным в случае сильного сжатия (в 150-300 раз). Авторы считают этот подход важным направлением улучшения качества сжатого изображения для любых уровней сжатия и считают нужным его развитие с целью уточнения передаваемой линии контура, значения его величины и упрощения алгоритма обработки.

Третий подход [5] исследует связь между поддиапазонами одного и разных уровней вейвлет преобразованного изображения с использованием его структуры дерева для уменьшения избыточности передаваемой информации. Этот подход не связан с предварительной обработкой изображения, он является попыткой модификации SPIHT-алгоритма прогрессивной передачи. Четко выраженная связь между коэффициентами соседних уровней позволяет выявить и использовать некоторые закономерности, связанные с понятием значимости, введенном в SPIHT- алгоритме. Такая же связь прослеживается между поддиапазонами одного уровня. Выявленные закономерности позволяют уменьшить битовую норму, т.е. расход количества бит переданной информации на один пиксел изображения на 0.15-0.3 бит/пиксел, сберегая качество изображения.

Все рассмотренные подходы основной упор делают на том, чтобы больше внимания и ресурсов уделить низко коррелированным областям, но не пытаются производить такие преобразования изображения, которые позволили бы просто сжать эти области более эффективно. От степени корреляции соседних пикселов изображения напрямую зависит степень сжатия (для приемлемого качества сжатого изображения). Тем не менее, нигде в литературе авторам пока не удалось обнаружить попытки оптимизации вейвлет преобразований, основанных на использовании корреляции пикселов изображения.

Именно эти две задачи авторы считают сегодня наиболее перспективными и уже имеют некоторые наработки в их решении. Предварительные (еще не опубликованные) результаты позволяют рассчитывать на успешное и простое выполнение поставленных задач,

построение вейвлет преобразований, основанных на ступенчатых хааропоподобных функциях [6-8] с более быстрыми и эффективными алгоритмами, которые не требуют выполнения операций умножения.

**Библиограяический список**


[1] Малла С. Вейвлеты в обработке сигналов: Пер. с англ. – М. : Мир, 2005.- 671 с.

[2] A.Said, W.A. Perlman A new, fast, and efficient image codec based on set partitioning in hierarchical trees // IEEE Trans. Circuits Syst. Video Technol. Vol. 6, No. 3, 1996, pp. 243-250.

[3] Z.Wang, A.C. Bovik. embedded foveation image coding // IEEE Trans. Image Processing., vol.10.No. 10, 2001, pp. 1397-1410.

[4] D. Schilling, P.C. Cosman Preserving step edges in low bit rate progressive image compression // IEEE Transaction on Image Progressing, vol.12.No. 12, 2003, pp. 1473-1484.

[5] S.-C. Tai, Y.-Y. Chen, W.-C. Yan New high-fidelity medical image compression based on modified set partitioning in hierarchical trees // Opt. Eng., vol 42 No. 7, 2003, pp. 1956-1963

[6] Л.О. Гнатів Про нові базисні системи ортогональних хааропоподібних функцій для обробки сигналів та зображень. // Праці міжн. конф. «Питання оптимізації обчислень». – 2005. – С. 60-61

[7] Л.О. Гнатів, С.В. Фраєр, В.К. Луц Нові ортогональні перетворення в хааропоподібних базисах для обробки сигналів та стиснення зображень. // Штучний інтелект. –2006 р., – № 4. – с. 719-730

[8] Л.О. Гнатів, В.К. Задірака, Б.М. Шевчук, С.В. Фраєр. Ефективне стиснення зображень засобами бортових систем космічних апаратів на основі нових ортогональних перетворень. // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2006. - №6. – С. 30-35.

УДК 681.511:3

# ЗАЩИТА КОСМИЧЕСКИХ И АСТРОНОМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ МЕТОДАМИ КОМПЬЮТЕРНОЙ СТЕГАНОГРАФИИ

Н.В. Кошкина, О.Ю. Микитина

Институт кибернетики им. В.М. Глушкова, г. Киев, Украина.
K_n_v@ukr.net, nikitinao@ukr.net

# PROTECTION OF SATELLITE AND ASTRONOMICAL IMAGES BY METHODS COMPUTER STEGANOGRAPHY

N.V. Koshkina, O.Y. Nikitina

V.M. Glushkov Institute of Cybernetics, Kiev, Ukraine

Не так давно большинство космических и астрономических снимков, полученных с помощью орбитальных спутников, космических кораблей, планетарных зондов, данные радиоастрономии и другое были доступны только сотрудникам специализированных заведений. Сейчас такие снимки стали общедоступными, их используют в работе специалисты самых разных профилей. С помощью космических фотографий геологи исследуют места залегания ценных минералов, биологи проводят экологический мониторинг, геодезисты обновляют карты, спутниковые снимки используются при составлении прогнозов погоды. Кроме того, в последнее время космическими фотографиями активно интересуются туристы и GPS-пользователи. Спутниковые фотографии проникают и в повседневную жизнь, становясь полезным и "экологичным" украшением офисов, наглядными пособиями на школьных уроках, иллюстрациями дипломных работ и популярных изданий. В интернете, например, появились услуги по произведению на заказ для продажи частным лицам и организациям спутниковых фотографий.

Полученные данные распространяются в соответствии с требованиями национального законодательства (включая требования по защите сведений, составляющих государственную и служебную тайну, а также по охране результатов интеллектуальной деятельности и исключительных прав на них). Однако, в связи с их широким распространением, такие изображения являются уязвимыми для хищения и несанкционированного использования.

Эффективным средством решения указанной проблемы является применение методов и технологий компьютерной стеганографии [1]. Компьютерная стеганография – это наука о сокрытии некоторой информации в больших информационных массивах таким образом, чтобы непосвященный наблюдатель не мог заметить ее существование. В качестве такой информации, как правило, выступают свидетельства об авторских правах, правах собственности (логотипы, копирайты) или зашифрованные конфиденциальные сообщения.

На сегодня компьютерная стеганография – молодая, но вместе с тем наукоемкая дисциплина, инструментами для развития которой являются методы теории вероятностей, математической статистики, теории быстрых ортогональных преобразований, теории аппроксимации, теории кодирования, теории сложности, теории ошибок, цифровой обработки сигналов и изображений, распознавания образов и т.д.

Методология компьютерной стеганографии основана на замене несущественных или неиспользуемых массивов данных компьютерных файлов необходимой конфиденциальной информацией. В результате обработки стеганографическими методами файла, содержащего сигнал-контейнер, получают файл, сохраняющий свое функциональное назначение, содержимое которого практически не отличимо человеком от оригинального, но вместе с тем в нем присутствует некая дополнительная информация, которая позволяет передать секретные данные или идентифицировать принадлежность этого файла.

Для скрытой передачи секретной информации формируется тайный канал связи – стеганоканал. В неприметном на первый взгляд сигнале-контейнере согласно ключу (в некоторых случаях без него) скрывается важная конфиденциальная информация. Контейнер с такой информацией называется стеганоконтейнером или стеганограммой.

Строя систему для скрытой передачи информации (стеганографическую систему) нужно учитывать следующие основные правила:

- Стойкость системы полностью определяется секретностью ключа. Посторонний наблюдатель имеет полное представление о стеганографической системе, деталях ее реализации, характеристиках множества возможных сообщений и контейнеров. Единственная неизвестная величина – ключ, с помощью которого можно установить факт наличия сообщения в контейнере и его содержание.
- Только при наличия правильного стеганоключа можно найти и извлечь спрятанное сообщение и (или) доказать его существование.
- Если даже наблюдатель каким то образом узнает о факте существования тайного сообщения, это не должно позволить ему обнаружить подобные сообщения в других контейнерах до тех пор, пока ключ хранится в тайне.
- Наблюдатель не имеет возможности статистически доказать существование скрытого сообщения, а извлечение сообщения без знания ключа – вычислительно сложная задача.
- Должна обеспечиваться приемлемая припускная способность образованного системой стеганографического канала связи.
- Система должна иметь приемлемую вычислительную сложность реализации.
- Наблюдатель не должен иметь любых технических или других преимуществ относительно пользователя в обнаружении факта наличия или раскрытии смысла скрытых сообщений.

В качестве конфиденциальной информации может выступать любой набор битов, например, в любом изображении можно скрыть код, текст, звук

или другое изображение. Специально для космических и астрономических изображений в формате FITS [2] было предложено два метода построения эффективных спектральных стеганографических алгоритмов для действительных сигналов с внедрением информации в спектр Фурье изображения-контейнера [3-4].

Преобразование Фурье представляет исходный сигнал в виде совокупности гармоник различной частоты, амплитуды и фазы. Дискретное преобразование Фурье (ДПФ) изображения $f(k,m)$ размером $N \times M$ и соответствующее ему обратное преобразование Фурье (ОДПФ) имеют вид:

$$F(r,d) = \sum_{k=0}^{N-1}\sum_{m=0}^{M-1} f(k,m) e^{-2\pi i\left(\frac{rk}{N}+\frac{dm}{M}\right)}, \quad f'(k,m) = \frac{1}{NM}\sum_{r=0}^{N-1}\sum_{d=0}^{M-1} F(r,d) e^{2\pi i\left(\frac{rk}{N}+\frac{dm}{M}\right)}.$$

Первый метод внедряет конфиденциальную информацию в зашумленный контейнер на уровне погрешности округления алгоритма быстрого преобразования Фурье (БПФ) [3].

**Рисунок 1.** Общая схема стеганографического метода, базирующегося на оценке погрешности округления алгоритма БПФ

Проводя внедрение только в боковые лепестки спектра, которые отвечают уровню шума, метод можно использовать для скрытой передачи информации. Если же выполнить внедрение в пики (коэффициенты с наибольшими амплитудами) на уровне погрешности округления алгоритма БПФ, метод можно использовать для защиты авторских прав, идентификации либо проверки целостности сигнала-контейнера. Общая схема этого метода представлена на рис.1.

Второй метод скрывает конфиденциальные данные в дискретной круговой свертке сигналов [4], т.е. отправитель формирует стеганограмму, сворачивая тайный сигнал-сообщение с используемым сигналом-контейнером (рис.2).

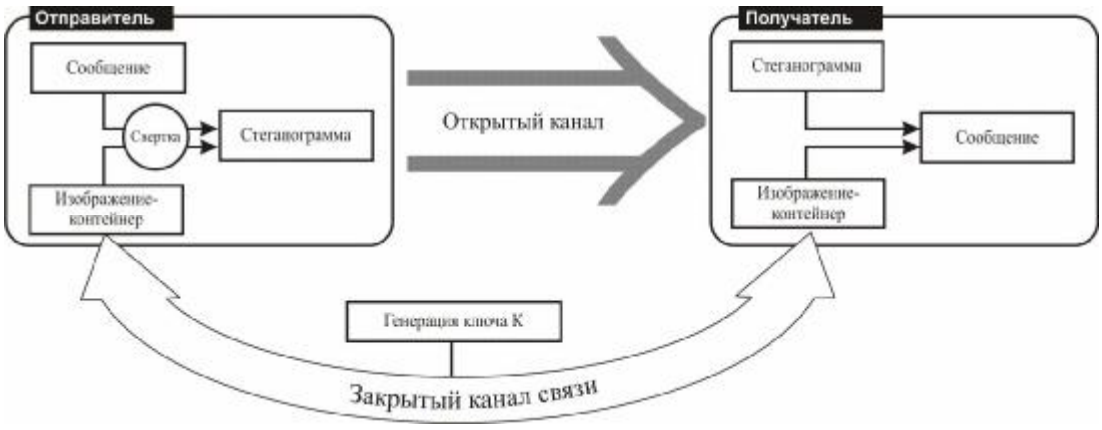



**Рисунок 2.** Общая схема стеганографического метода, использующего круговую свертку сигналов

Если основная решаемая задача – это не скрытая передача данных, а защита изображения от несанкционированного копирования и распространения, то в изображение внедряется невидимая метка, называемая цифровым водяным знаком (ЦВЗ), который должен удовлетворять следующим требованиям [5]:

- Оригинальное и маркированное изображение должны быть перцепционно неразличимы.
- Алгоритмы внедрения и извлечения ЦВЗ законным пользователем должны обладать заданной сложностью, возможна аппаратная реализация алгоритмов для некоторых приложений.
- ЦВЗ должен быть устойчивым либо неустойчивым к преднамеренным атакам и случайным воздействиям (в зависимости о приложения).
- Если ЦВЗ используется для подтверждения подлинности изображения, то недопустимое изменение контейнера должно приводить к разрушению ЦВЗ (хрупкий ЦВЗ).
- Если же ЦВЗ содержит идентификационный код, логотип владельца и т.п., то он должен сохраниться при максимальных искажениях контейнера, конечно, не приводящих к существенным искажениям исходного сигнала.
- В некоторых случаях должна иметься возможность добавления к маркированному изображению дополнительных ЦВЗ.
- ЦВЗ должен быть стойким по отношению к геометрическим преобразованиям изображения, то есть его сдвигу, вращению, масштабированию, обрезке и др. При этом надо различать устойчивость самого ЦВЗ и способность декодера верно его обнаружить. Скажем, при повороте изображения ЦВЗ не разрушится, а декодер может оказаться неспособным выделить его. Существуют приложения, когда ЦВЗ должен быть устойчивым по отношению к одним преобразованиям и неустойчивым по отношению к другим. Например, может быть разрешено копирование изображения (ксерокс, сканер), но наложен запрет на внесение в него каких-либо изменений.

Как правило, ЦВЗ внедряют в частотную область изображения, например, в средние частоты амплитудного спектра Фурье (рис. 3), который вычисляется как

$$|F(r,d)| = \sqrt{Re^2(F) + Im^2(F)},$$

где $Re(F)$ и $Im(F)$ - действительная и мнимая части $F(r,d)$, соответственно.

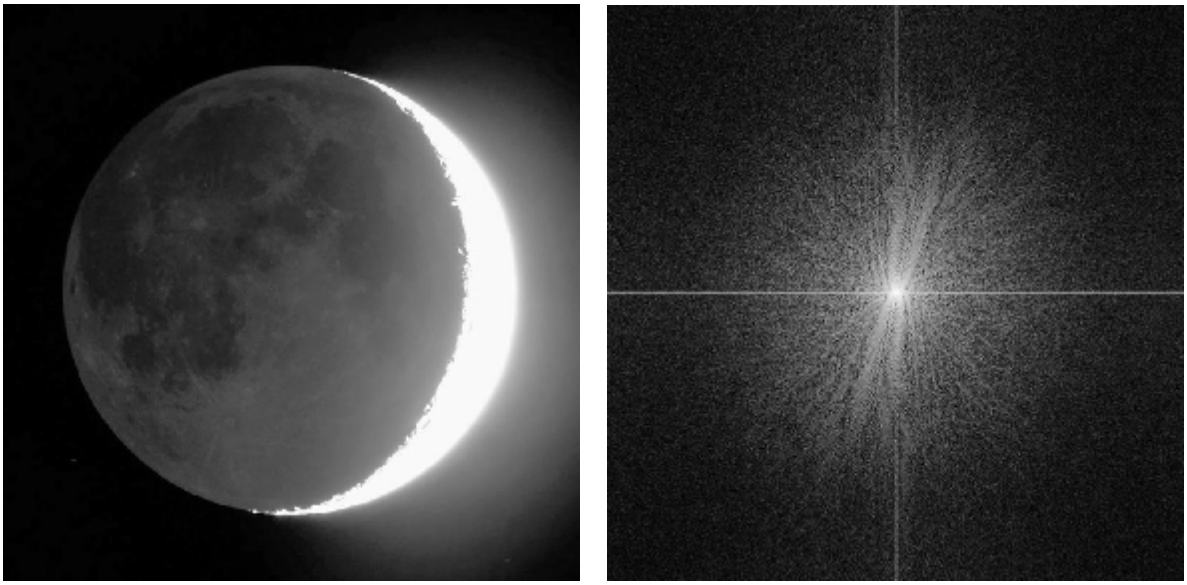


**Рисунок 3.** Астрофотография «Луна» и ее амплитудный спектр Фурье

В общем случае внедренный ЦВЗ должен быть стойким к зашумлению сигнала, фильтрации, сжатию с потерями, статистическим атакам, геометрическим искажениям, изменению формата файла, ЦАП и АПЦ преобразованиям и др. Конкретные требования по стойкости всегда уточняются приложением. Требование стойкости всегда вступает в противоречие с требованиями перцепционной неразличимости оригинального и маркированного изображения, а также с требованиями по допустимой емкости сигнала-контейнера. Поэтому при практической реализации систем с ЦВЗ всегда стремятся к компромиссу между этими тремя показателями.

**Библиографический список**


[1] Задірака В.К., Мельнікова С.С., Бородавка Н.В. Спектральні алгоритми комп'ютерної стеганографії //Искусственный интеллект.– 2002. - № 3. - С.532 – 541.

[2] Wells D.S., Greisen E.W. and Harten R.H. FITS: a flexible image transport system // Astronomy&Astrophysics Supplement Series. - 1981. – Vol.44. – P.363-370.

[3] Бородавка Н.В. О качестве алгоритмов решения задач конструирующей стеганографии //Компьютерная математика. – 2003. - №1. – С.109-119.

[4] Бородавка Н.В., Задирака В.К. Стеганоалгоритмы на базе теоремы о свертке // Кибернетика и системный анализ. – 2004. – №1. – С.139-144.

[5] Кошкина Н.В., Никитина О.Ю. К вопросу о защите интелектуальной собственности на бумажных носителях // Искусственный интеллект.– 2006.- № 3.-С. 757-763

УДК 519.254:621.317

# МЕТОДИКА И АЛГОРИТМ СТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО СИГНАЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЕГО ДВУХМАСШТАБНОЙ СТАТИСТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Д.С. Шантырь

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
г. Киев, Украина,

# THE METHOD AND ALGORITHM OF STRUCTURAL ANALYSIS OF MEASURING SIGNAL USING TWO-SCALE STATISTICAL MODEL

D. Shantyr

National technical university of Ukraine «Kiev polytechnic institute»
Kiev, Ukraine,
vibra@i.com.ua

Современные методы проектирования и технологии производства позволяют создавать объекты с низким уровнем флуктуационных составляющих происходящих в них физических процессов. При эксплуатации таких объектов возникает проблемы, связанные с обнаружением дефектов на стадии их зарождения, в частности проблема получения количественной информации о свойствах объектов и протекающих в них процессах при отклонениях состояния объектов от штатного.

Высокий уровень развития методов статистического анализа и возможности вычислительной техники позволяют создать математическое обеспечение на основе структурного анализа измерительного сигнала, т.е. совокупности операций статистического описания случайного процесса во временной области, статистического описания случайного процесса в частотной области и оценки некоторого статистического показателя по результатам комплексной независимой обработки в частотной и временной областях. Такой подход дает возможность как получения оценки параметров, характеризующих штатное состояние объекта наблюдения, так и обнаружения и анализа быстрых малых относительных изменений в структуре измерительного сигнала, характеризующих отклонения состояния объекта наблюдения от штатного.

В докладе представлены методика и алгоритм обработки измерительного сигнала, информативные составляющие которого в области нижних и верхних частот обладают свойством сингулярности:

- выполнен структурный анализ измерительного сигнала во временной и частотной областях,
- предложена двухмасштабная статистическая модель измерительного

сигнала и методика определения ее информативных параметров,

- предложен алгоритм получения оценки информативных параметров двухмасштабной статистической модели измерительного сигнала. Селекция составляющих и измерение параметров двухмасштабной модели измерительного сигнала осуществляется на основе полиномиальной модели реализованной в фильтре Калмана, что обеспечивает получение оптимальных оценок параметров, характеризующих штатное состояние объекта наблюдения в реальном масштабе времени, и спектральным методом посредством вейвлет-преобразования, что позволяет обнаружить и оценить малые быстрые относительные изменения в структуре измерительного сигнала.
- приведена методика и алгоритм обнаружения малых относительных изменений параметров и структуры измерительного сигнала, характеризующих отклонения состояния объекта наблюдения от штатного.

**Ключевые слова**: моделирование, структурный анализ, обработка сигналов

**УДК: 681.3:519.6**

# ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ МОДУЛЯМИ PROMETHEUS

В.П. Зинченко[1], С.В. Зинченко[2]

[1)]Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт", г. Киев, Украина
[2)] Институт кибернетики им. В.М. Глушкова НАН Украины, г. Киев, Украина, E-mail: midnight@i.com.ua

## ЧАСТЬ 1. УПРАВЛЕНИЕ ПОДСИСТЕМОЙ СБОРА ИНФОРМАЦИИ

### Введение

В [1] показано, что бортовые компьютерные системы целесообразно создавать, используя достоинства и преимущества платформы PC-104 [2, 3]. Поэтому, актуальной проблемой является разработка способов программного управления подсистемой сбора информации Prometheus [4]. Эти вопросы и рассмотрены в настоящей работе.

### Подсистема сбора информации

Модель Prometheus PR-Z32-EA содержит подсистему сбора информации, состоящую АЦП, ЦАП, цифрового блока ввода/вывода, и элементов счетчика/ таймера (рис. 1).

Аналоговый вход состоит из 16-разрядного АЦП для 16 входных каналов, и FIFO с 48 выборками. Диапазоны изменения входных сигналов программируемы, и максимальная частота измерений мгновенных значений - 100КГц. ЦАП состоит из четырех 12 разрядных каналов. Цифровой ввод/ вывод включает 24 разрядный с программируемым управлением. Счетчика/таймера состоит 24 разрядного счетчика/таймера, управляющий частотой измерений мгновенных значений АЦП и счетчик/ таймер на 16 разрядов для приложений. Высокоскоростная выборка АЦП обеспечивается прерываниями и FIFO. FIFO используется для хранения выбранного пользователем числа выборок, прерывание возникает, когда FIFO достигает этого числа. Функция прерывания выполняется и читает данные из FIFO, как только возникает прерывание. Таким образом, частота прерываний снижается на коэффициент, равный размеру порога FIFO, обеспечивая более быструю частоту измерений мгновенных значений АЦП. В ОС DOS/ подобных схема может работать на частотах измерений мгновенных значений до 100КГц, с частотой прерываний 6.6-10КГц. При этом коэффициент прерываний ~ 2КГц, что не может поддерживать Windows без пропуска выборок [5].

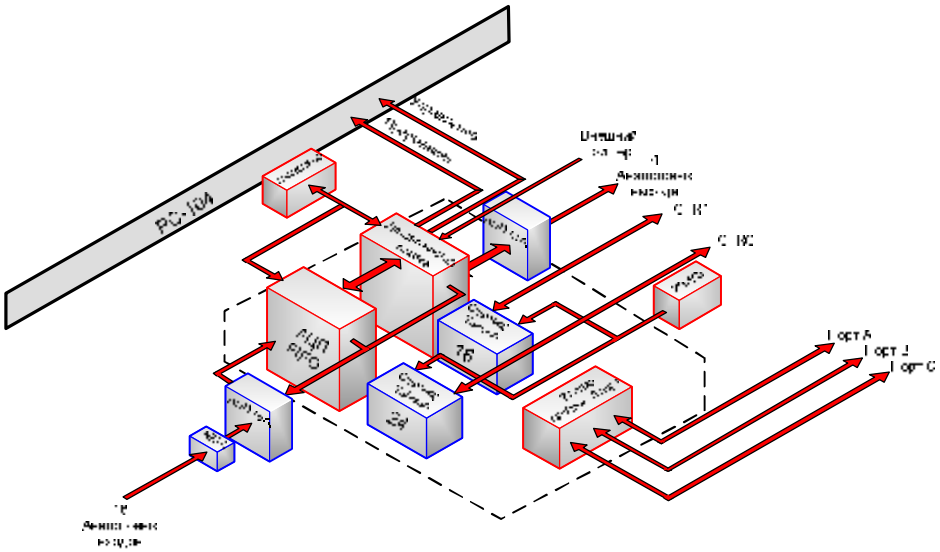



**Рисунок 1.** Структурная схема подсистемы сбора информации

Цепь АЦП использует начальные установки адреса ввода/ вывода, в диапазоне от базового адреса (БА) 280 до 28E и IRQ 5. Эти установки могут быть при необходимости изменены. Адрес ввода/ вывода изменяется в BIOS, а уровень прерываний изменяется перемычкой J10.

Функциональный список регистров подсистемы сбора информации показан в табл. 1. Карта регистров для записи и для чтения показаны в табл. №№ 2, 3 соответственно.

**Таблица 1.** Регистры и их функции

| БА+ | Функция записи | Функция чтения |
|---|---|---|
| 0 | Регистр команд | Младший разряд АЦП |
| 1 | Не используется | Старший разряд АЦП |
| 2 | Регистр канала АЦП | Регистр канала АЦП |
| 3 | Установка коэффициента усиления АЦП | Считывание информации о коэффициенте усиления АЦП |
| 4 | Прерывание/ прямой доступ к памяти/ прерывание | Управление счетчиком/ прямой доступ к памяти/ управление считыванием счетчика |
| 5 | Пороговое значение FIFO | Считывание порогового значения FIFO |
| 6 | ЦАП младший разряд | Текущая интенсивность FIFO |
| 7 | ЦАП старший разряд + номер канала | Прерывание и считывание входа АЦП |
| 8 | Цифровой выход порта A | Цифровой порт A |
| 9 | Цифровой выход порта B | Цифровой порт B |
| 10 | Цифровой выход порта C | Цифровой порт C |
| 11 | Цифровое управление направлением ввода/ вывода | Цифровое управление направлением ввода/ вывода, считывание |
| 12 | Счетчик/ таймер D7-0 | Счетчик/ таймер D7-0 |
| 13 | Счетчик/ таймер D15-8 | Счетчик/ таймер D15-8 |
| 14 | Счетчик/ таймер D23-16 | Счетчик/ таймер D23-16 |
| 15 | Счетчик/ таймер управляющих регистров | Код версии FPGA |

**Управление функциями**

Для управления функциями подсистемы сбора информации используется командный регистр: БА + 0 (запись). Разряды регистра - не являются разрядами данных, так как они управляют триггерами. Каждая функция инициируется 1, записанной в разряд регистра. Запись 1 в любой разряд регистра не воздействует на другой разряд в этом регистре**.** Например, чтобы установить FIFO, необходимо записать в регистр значение 10h. Множественные действия

могут быть выполнены одновременно, если одновременно записать 1 в соответствующие разряды.

**Таблица 2.** Биты информации при записи в регистры

| Адрес | 7 | 6 | 5 | 4 | 3 | 2 | 1 | 0 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0 | STRTAD | RSTBRD | RSTDA | RSTFIFO | CLRDMA | CLRT | CLRD | CLRA |
| 1 | | | | | | | | |
| 2 | H3 | H2 | H1 | H0 | L3 | L2 | L1 | L0 |
| 3 | | | | | | SCANEN | G1 | G0 |
| 4 | CKSEL1 | CKFRQ1 | CKFRQ0 | ADCLK | DMAEN | TINTE | DINTE | AINTE |
| 5 | | | FT5 | FT4 | FT3 | FT2 | FT1 | FT0 |
| 6 | DA7 | DA6 | DA5 | DA4 | DA3 | DA2 | DA1 | DA0 |
| 7 | DACH1 | DACH0 | | | DA11 | DA10 | DA9 | DA8 |
| 8 | PA7 | PA6 | PA5 | PA4 | PA3 | PA2 | PA1 | PA0 |
| 9 | PB7 | PB6 | PB5 | PB4 | PB3 | PB2 | PB1 | PB0 |
| 10 | PC7 | PC6 | PC5 | PC4 | PC3 | PC2 | PC1 | PC0 |
| 11 | DIOCTR | | DIRA | DIRCH | | | DIRB | DIRCL |
| 12 | CTRD7 | CTRD6 | CTRD5 | CTRD4 | CTRD3 | CTRD2 | CTRD1 | CTRD0 |
| 13 | CTRD15 | CTRD14 | CTRD13 | CTRD12 | CTRD11 | CTRD10 | CTRD9 | CTRD8 |
| 14 | CTRD23 | CTRD22 | CTRD21 | CTRD20 | CTRD19 | CTRD18 | CTRD17 | CTRD16 |
| 15 | CTRNO | LATCH | GTDIS | GTEN | CTDIS | CTEN | LOAD | CLR |

STRTAD запускает АЦП, когда режим триггера программного обеспечения (AINTE=0). Как только прикладная программа (ПП) устанавливает этот разряд, начнется преобразование АЦП и разряд STS (БА+3, 7 разряд) устанавливается в 1. Тогда ПП должна контролировать STS и ждать 0 (проверка, если величина в БА+3 < 128/ 80h). Когда равен 0, данные АЦП в БА+0 и БА+1 можно прочитать. Когда AINTE=1 (БА+4, 0 разряд), АЦП не может быть запущен. Вместо этого АЦП будет запущен сигналом, отобранным ADCLK в БА+4, 5 разряд.

RSTBRD - сброс подсистемы сбора информации, исключая ЦАП. Запись 1 в этот разряд устанавливает значение всех регистров платы в 0 - эффект цифрового ввод/ вывода, а именно, все порты устанавливаются в исходное состояние и их логическое состояние выводов будет определено установкой пользователем топологии логической 1/ 0. Все функции АЦП, счетчика/ таймера, прерываний, и функции прямого доступа к памяти будут приостановлены. Однако значения ЦАП останутся постоянными.

RSTDA - сбрасывает 4 аналоговых выхода. Аналоговые выходы будут восстановлены либо к середине шкалы либо к нулевой шкале, в зависимости от топологии установленных перемычек на плате. Отдельное восстановление для ЦАП необходимо для того, чтобы пользователь мог вновь восстановить подсистему, не воздействуя на электрическую ее схему.

RSTFIFO - сброс глубины FIFO в 0 и дальнейшие преобразования АЦП будут записаны в FIFO, начиная с 0 адреса.

Запись 1 в разряд CLRDMA, CLRT, CLRD и CLRA вызывает запрос на прерывание прямого доступа к памяти (DMA), таймера, цифрового ввода /вывода, аналоговое прерывание и сброс триггерной схемы соответственно. Отметим, что пользовательская программа прерывания должна записать

соответствующий разряд до перехода, чтобы разрешить будущие прерывания. Иначе линия прерываний установиться в 1 и подсистема не сгенерирует ни одного запроса на дополнительное прерывание.

**Таблица 3.** Биты информации при чтении с регистров

| Адрес | 7 | 6 | 5 | 4 | 3 | 2 | 1 | 0 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0 | AD7 | AD6 | AD5 | AD4 | AD3 | AD2 | AD1 | AD0 |
| 1 | AD15 | AD14 | AD13 | AD12 | AD11 | AD10 | AD9 | AD8 |
| 2 | H3 | H2 | H1 | H0 | L3 | L2 | L1 | L0 |
| 3 | STS | SD | WAIT | DACBSY | OVF | SCANEN | G1 | G0 |
| 4 | CKSEL1 | CKFRQ1 | CKFRQ0 | ADCLK | DMAEN | TINTE | DINTE | AINTE |
| 5 | | | FT5 | FT4 | FT3 | FT2 | FT1 | FT0 |
| 6 | | | FD5 | FD4 | FD3 | FD2 | FD1 | FD0 |
| 7 | DMAINT | TINT | DINT | AINT | ADCH3 | ADCH2 | ADCH1 | ADCH0 |
| 8 | PA7 | PA6 | PA5 | PA4 | PA3 | PA2 | PA1 | PA0 |
| 9 | PB7 | PB6 | PB5 | PB4 | PB3 | PB2 | PB1 | PB0 |
| 10 | PC7 | PC6 | PC5 | PC4 | PC3 | PC2 | PC1 | PC0 |
| 11 | | DIOCTR | DIRA | | | DIRCH | DIRB | DIRCL |
| 12 | CTRD7 | CTRD6 | CTRD5 | CTRD4 | CTRD3 | CTRD2 | CTRD1 | CTRD0 |
| 13 | CTRD15 | CTRD14 | CTRD13 | CTRD12 | CTRD11 | CTRD10 | CTRD9 | CTRD8 |
| 14 | CTRD23 | CTRD22 | CTRD21 | CTRD20 | CTRD19 | CTRD18 | CTRD17 | CTRD16 |
| 15 | REV7 | REV6 | REV5 | REV4 | REV3 | REV2 | REV1 | REV0 |

**Управление АЦП**

Читать младший / старший разряд АЦП: БР + 0 / +1(чтение)

Биты AD7-0 - 7-0 разряды данных АЦП; AD15-8 – 15-8 разряды данных АЦП; AD0, AD15 - младший и старший разряд; данные АЦП - беззнаковое 16-и разрядное значение.

Значение АЦП храниться в регистрах БА+0 и БА+1 и вычисляется по такой формуле:

*Значение АЦП = (Значение БА+0) + (Значение БА+1) * 256*

Значение интерпретируется как 16 разрядные числа в пределах от -32768 до +32767. Эта величина должна быть преобразована к соответствующему входному напряжению и/ или техническим единицам при помощи прикладных формул.

Установка каналов АЦП

Регистр канала АЦП: БА + 2 (чтение/ запись)

Биты H3 - H0, L3 - L0 определяют конечный и начальный каналы сканирования. Их диапазон от 0 до 15 при асимметричном режиме, и от 0 до 7 при дифференциальном режиме.

Когда записан разряд WAIT (5 разряд БА+3), то индикатор установки аналоговой входной цепи будет установлен в 1 за ~10 мкс. В это время не следует выполнять преобразование АЦП, так как данные будут недостоверны.

После установки нового коэффициента усилия (БА+3), также следует установить разряд WAIT программно до запуска преобразования АЦП.

Канал и коэффициент усилия можно записать последовательно, не ожидая сигнала WAIT. Только каждый WAIT период должен соответствовать последнему триггерному состоянию (записать БА+2 или БА+3) и запускаться из преобразования АЦП.

Отметим, что автоматически увеличивается канал АЦП каждый раз, когда производиться преобразование. Это позволяет пользователю избежать необходимости каждый раз устанавливать канал АЦП. Канал АЦП будет циклически меняться от LOW до HIGH. Например, если LOW=0 и HIGH=3, каналы АЦП будут переключаться так: 0, 1, 2, 3, 0, 1, 2, 3, 0, 1,... .

Коэффициента усиления аналогового входа: БА+3 (запись)

SCANEN разрешает режим сканирования: 1 - каждый триггер АЦП управляет генерированием преобразования АЦП на каждом канале в диапазоне LOW - HIGH (амплитуда устанавливается канальным регистром, БА+2), при этом разряд STS (читать, 7 разряд, БА+3) на протяжении всего сканирования установлен в 1; 0 - каждый триггер АЦП управляет генерированием преобразования АЦП в текущем канале, при этом внутренний указатель канала увеличивается в диапазоне LOW - HIGH или, если текущий канал HIGH сбрасывается на LOW, а разряд STS на протяжении всего преобразования АЦП установлен в 1.

| G1 | G0 | Коэффициент усиления | Однополюсный диапазон | Двухполюсный диапазон |
|---|---|---|---|---|
| 0 | 0 | 1 | неверный | ±10В |
| 0 | 1 | 2 | -10В | ±5В |
| 1 | 0 | 4 | -5В | ±2.5В |
| 1 | 1 | 8 | -2.5В | ±1.25В |

**Таблица 4.** Диапазоны аналогового входного сигнала

Биты G1 - G0 - коэффициент усиления аналогового входного сигнала (коэффициент усиления - отношение напряжения, считанного преобразователем АЦП и напряжением на входе). Установка коэффициента усиления производится для всех входных каналов.

Когда записан разряд WAIT (читается 5 разряд БА+3), то индикатор установки аналоговой входной цепи будет установлен в 1 за ~ 10 мкс. В это время не следует выполнять преобразование АЦП, так как данные будут недостоверны.

После установки нового коэффициента усилия (БА+3), также следует установить регистр WAIT программно до запуска преобразования АЦП. Канал и коэффициент усилия можно записать и последовательно, не ожидая вмешательства сигнала WAIT. Только каждый WAIT - период должен соответствовать последнему триггерному состоянию (записать БА+2 или БА+3) и запускаться из преобразования АЦП.

В таблице №4 показан список возможных диапазонов аналогового входного сигнала.

Состояние аналогового входа: БА+3 (чтение)

STS - статус АЦП, где 1 - преобразование АЦП или процесс сканирования, 0 - АЦП в режиме ожидания.

Если SCANEN=0 (одиночный режим преобразования), когда начато преобразование АЦП STS устанавливается в 1, до тех пор, пока преобразование не будет закончено. Если SCANEN=1 (разрешен режим сканирования), во время сканирования STS устанавливается в 1. После запуска преобразования, ПП должна контролировать STS и ждать 0 до чтения значения АЦП от БА+0 и БА+1.

SD - асимметричный / дифференциальный режим индикации, 1 - SE, 0 - DI.

WAIT - статус входного контура АЦП, 1 - в цепи АЦП устанавливается новое значение, 0 - разрешение на запуск преобразования. WAIT - устанавливается в 1 после того, как изменяется регистр канала (БА+2) или регистр коэффициента усиления (БА+3). Время установки 9 мкс. ПП должна контролировать этот разряд после записи в регистр и ждать 0, чтобы произвести запуск преобразования АЦП.

DACBSY - обновление ЦАП (~ 30 мс), 1 - занят, 0 – ожидает (при DACBSY=1 запись в 6 и 7 регистры ЦАП не даст никаких результатов).

OVF - разряд переполнения FIFO (когда данные записывают в FIFO быстрее, чем они могут быть прочитаны). Когда происходит переполнение, до восстановления, FIFO не будет принимать данные. Состояние OVF - остается постоянным, до тех пор, пока не будет произведен программный сброс FIFO. При переполнении необходимо понизить частоту выборки или увеличить эффективность прерывания и/ или ОС.

SCANEN - разрешение режима сканирования (БА+3).

G1-G0 - установка коэффициента усиления АЦП (БА+3).

Управление прерываниями, прямым доступом и счетчиком

Прерывание/Прямой доступ к памяти/ Управление счетчиком: БА+4 (чтение/ запись)

Биты имеют такое назначение: CKSEL1 - выбор источника тактовых импульсов для счетчика/ таймера 1, 0 - внутренний генератор, частота соответствует CLKFRQ1, 1- внешний источника тактовых импульсов CLK1 (цифровой порт С должен быть установлен для сигналов счетчика/таймера); CKFRQ1 - выбор входной частоты для счетчика/ таймера 1, 0 - 10МГц, 1 - 100кГц; CKFRQ0 - выбор входной часты для счетчика/таймера 0, 0 - 10МГц, 1 - 1МГц; ADCLK - выбор триггера АЦП, при AINTE = 1, 0 - внутренний выход источника тактовых импульсов от счетчика/ таймера 0, 1 - внешний вход источника тактовых импульсов EXTTRIG; DMAEN - разрешение операции прямого доступа к памяти; TINTE - разрешение прерывание таймера; DINTE - разрешение прерывание цифрового ввода/вывода; AINTE - разрешение прерывание аналогового входного сигнала; 1 - разрешено, 0 – блокировано;

Отметим, что когда AINTE=1, то АЦП не может быть запущен установкой БА+0.

Биты имеют такое назначение: CKSEL1 - выбор источника тактовых импульсов для счетчика/таймера 1: 0 - внутренний генератор, частота, выбрана

CLKFRQ1; 1 - внешний вход источника тактовых импульсов CLK1 (цифровой порт C должен быть установлен для сигналов счетчика/таймера); CKFRQ1 - выбор входной частоты для счетчика/ таймера 1, 0-10МГц, 1–100 кГц; CKFRQ0 - выбор входной часты для счетчика/ таймера 0, 0-10МГц, 1-1МГц; ADCLK - выбор триггера АЦП, при AINTE=0 - внутренний выход источника тактовых импульсов от счетчика/ таймера 0, 1 - внешний вход источника тактовых импульсов EXTTRIG; DMAEN - разрешения операции прямого доступа к памяти; TINTE - разрешения прерывание таймера; DINTE - разрешения прерывание цифрового ввода/вывода; AINTE - разрешение прерывание аналогового входного сигнала; 1 - разрешено, 0 – блокировано.

Отметим, что когда AINTE = 1, АЦП не может быть запущен установкой БА+0.

Пороговое значение FIFO: БА+5 (чтение/ запись)

Биты FT5–0 определяют пороговое значение FIFO. Когда количество преобразований АЦП достигает это число, генерируется прерывание и в AINT записывается 1 (БА+7, 4 разряд).

Диапазон порогового значения изменяется от 1 до 48. Если будет записано значение больше 48, то будет установлено число 48, а если 0, то - 1. Интенсивность прерывания равна отношению общей частоты выборки к пороговому значению FIFO. Обычно, при высокой частоте выборки большое пороговое значение используется для уменьшения интенсивности прерывания. Чем большое пороговое значение, тем меньше остается пространства FIFO для сохранения данных во время ожидания ответа от процедуры прерывания. При переполнении FIFO необходимо понизить его пороговое значение и/или уменьшить частоту выборки АЦП.

**Управление цифровым вводов / выводом**

Младший разряд ЦАП: БА+6 (запись)

Биты DA7–0 - разряды ЦАП, где DA0 – младший разряд ЦАП. Данные представлены 12 разрядным беззнаковым числом. Этот регистр должен быть установлен до установки БР+7, так как установка БР+7 обновляет ЦАП.

Установка канала АЦП и состояния FIFO: БА+6 (чтение)

Биты FD5–0 определяют текущую глубину FIFO (количество значений АЦП в FIFO).

Старший разряд ЦАП и номер канала: БА+7 (запись)

Биты DACH1–0 - номер канал ЦАП, DA11–8 разряды ЦАП; DA11 – старший разряд ЦАП. Значения, записанные по БА+6 и БА+7 устанавливают канал, который тут же обновляется ~ за 20 мкс. Данные ЦАП представлены в 12 разрядным беззнаковым числом.

Чтение статуса аналогового режима: БА+7 (чтение)

| DIOCTR=1 | DIOCTR=0 | Функция порта при DIOCTR=0 |
|---|---|---|
| C4 | Gate 0 | вход |
| C5 | Gate 1 | вход |
| C6 | Clk 1 | вход |
| C7 | Out 0 | выход |

**Таблица 5.** Настройка цифровых портов

Биты отражают состояние прерывания: DMAINT - DMA; TINT – таймера; DINT - цифрового ввода-вывода; AINT – аналогового входа (см. выше); ADCH3-0 - текущий канал АЦП.

Цифровой порт A/ B/ C: БА+8 / +9 / +10 (чтение/ запись)

Эти регистры используются для цифрового ввода-вывода. Настройка на передачу выполняется так, как показано в табл. № 4.

Регистр управления цифровым вводом-выводом: БА+11 (чтение/ запись)

Биты имеют такое назначение: DIOCTR - выбор сигналов ввода-вывода счетчика или цифрового порта C4-C7; DIRA - порт A; DIRB - порт B; DIRCH - порт C (7-4 разряды); DIRCL - порт C (3-0 разряды); принимаемые значения: 0 - выход, 1 - вход.

**Управление счетчиком/ таймером**

Чтение/ запись младшего / старшего / дополнительного байта данных: БА+12/ +13/ +14.

Биты D7–0, D15-8 - / D23-16 – показатели счетчика / таймера выбранного канала.

Регистр управления счетчика/ таймера: БА+15 (запись)

Биты имеют такое назначение: CTRNO - номер счетчика, 0/ 1; LATCH - фиксирует значение выбранного счетчика для дальнейшего считывания (для чтения показаний счетчик должен быть зафиксирован); GTDIS, GTEN - отключение и включение внешнего стробирующего сигнала; CTDIS - отмена счета (счетчик будет игнорировать выходные импульсы); CTEN - начало счета выбранным счетчиком; LOAD - установка значения счетчика БА+12, БА+14 или БА+12 и БА+13 (в зависимости от счетчика); CLR - очистка текущего счетчика (установка в 0).

Загрузка счетчика. Вначале записываем значение по адресу БА+12 и БА+13 (счетчик 1) или БА+12, БА+13 и БА+14 (счетчик 0). Затем выполняем команду загрузки по адресу БА+15.

## Часть 2. Базовые прикладные программы

### Введение

В [1] было показано, что в бортовых компьютерных системах (БКС) используется технологические модули Prometheus (TM_P), которые используют достоинства и преимущества платформы PC-104 [2, 3]. Поэтому актуальной проблемой является разработка алгоритмов и базовых прикладных программ

(ПП) на языке С для управления работой TM_P в составе БКС. Эти вопросы и рассмотрены в настоящей работе.

**Постановка задачи**

Постановка задачи была сформулирована как задача анализа характеристик TM_P, разработка алгоритмов и базовых ПП для управления TM_P в составе БКС.

**Системные ресурсы технологических модулей Prometheus**

Технологические модули Prometheus соответствуют стандарту PC-104, который базируется на шине ISA и PCI, компактной и выносливой механической частью, разработанной для встроенных систем. Топологическим элементом модулей PC-104 является штыревый вывод и соединительная панель вместо разъемов печатной платы. Модули PC-104 устанавливаются друг на друга на расстоянии 1,52 см между печатными платами. Результат - чрезвычайно точная подгонка БКС для мобильных и миниатюрных приложений.

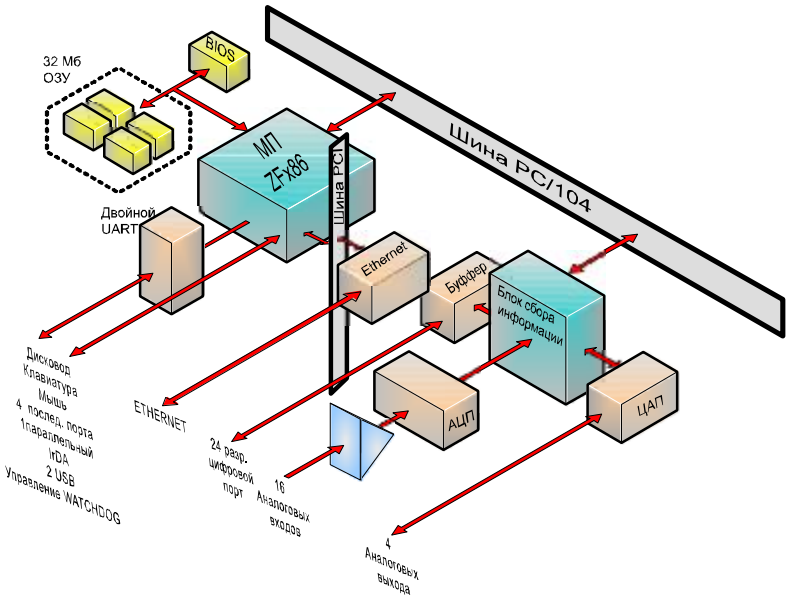



**Рисунок 1.** Структура процессорного модуля

Для подключения микропроцессора (МП) TM_P с Ethernet используется внутренняя шина PCI. Внутренняя шина ISA используется для соединения МП с портами, системой сбора данных, а так же для работы с другими TM_P (рис. 1).

Характеристики: МП 486-DX2, 100МГц, сопроцессор; платформа класса Pentium, включая пакетный режим SDRAM и основанного на PCI контроллера IDE и USB; память - 32 Мб SDRAM; 50МГц шина памяти; 2 Мб, 16 разрядная объединенная флэш - память для BIOS и ПП; 8 Кб унифицированный кэш 1-го уровня.

Ввод / вывод: 4 последовательных порта, max 115.2 Кбит/с; 2 порта, совместимых с 16550, 2 порта 16850, совместимых с 128 байтовым FIFO; 2 USB порта; 1 ECP - совместимый параллельный порт; соединитель накопителя на

гибких дисках; дисковый IDE соединитель; 100BaseT дуплексный PCI устройство управления передачей данных Ethernet (100 Мбит/с); IrDA порт (требует внешнего приемопередатчика); клавиатура PS/2; порты мыши; спикер и индикаторы.

**Таблица 1.** Системные ресурсы Prometheus

| Устройство | Адрес | IRQ | DMA |
|---|---|---|---|
| COM1 | 3F8 – 3FF | 4 | - |
| COM2 | 2F8 – 2FF | 3 | - |
| COM3 | 3E8 – 3EF | 4 | - |
| COM4 | 2E8 – 2EF | 3 | - |
| LPT1 | 378 – 37F | 7 | 3 |
| Контроллер IDE | 1F0 – 1F7 | 14 | - |
| Контроллер Floppy | | - | |
| АЦП | 280 – 28F | 5 | - |
| Ethernet | 1000 | 10 | - |
| USB | | 11 | - |

Особенности: BIOS с автообнаружением IDE, доступом IDE на 32 бита, и поддержкой LBA; встроенный защитный загрузчик ROM для восстановления системы в случае сбоя BIOS; выбираемый пользователем терминальный COM2 режим; литиевая резервная батарея для RTC и CMOS RAM; переключаемый источник питания ATX; программируемый таймер сторожевой схемы (watchdog); монитор всплесков напряжения для защитных действий; нулевой режим ожидания для флэш - памяти и шины PC-104; +5 В операции; температурный диапазон от -40 до +85$^{o}$C.

В табл. 1 приведены системные ресурсы TM_P. МП ZF Micro содержит 4 устанавливаемые пользователем схемы ввода/вывода и 4 устанавливаемые пользователем блоки памяти. Выбор устройства осуществляется через BIOS.
Схема сторожевого таймера состоит из двух программируемых таймеров WD1 и WD2. Вход к цепи - WDI, и выход – WD0. WDI может быть запущен, как аппаратно, так и программно. Если специальный "ранний" вариант сигнала WD0 связан с WDI, то сторожевая цепь будет повторно запускаться автоматически (рис.2).

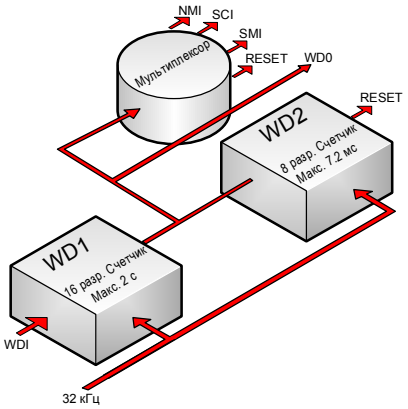



**Рисунок 2.** Структура сторожевого таймера

Продолжительность каждого таймера программируется. Когда WD1 запущен, то начинается отсчет в обратном порядке, и когда он достигает нуля,

запускается WD2. Так же можно генерировать прерывания немаскируемое (NMI), системного контроллера (SCI); управления системы (SMI), аппаратного сброса.

**Подсистема сбора информации**

Аналоговый ввод данных: 16 несимметричных/ 8 дифференциальных входов, 16 разрядов; 100 КГц - максимальная частота выборки АЦП; максимальный диапазон программируемого входа (амплитуда/ коэффициент усиления) ±10В/ 0-10В; биполярные и униполярные входные диапазоны; 5 ppm / °C точность дрейфа; внутренний и внешний запуск АЦП; FIFO с 48 выборками для надежного быстродействующего осуществления выборки и операции просмотра.

Аналоговый вывод: 4 аналоговых выхода, 12 разрядов; выходной диапазон ±10В и 0 - 10В; одновременное обновление; приспосабливаемый/ дополнительный диапазон выхода.

Цифровой ввод/ вывод: 24 программируемых цифровых канала ввода/ вывода, 3.3 В и 5В совместимая логика; расширенные возможности выходного тока: max -8/ + 12mA.

Счетчик/ таймер: один 24 разрядный счетчик/ таймер для управления разрядностью АЦП; один 16 разрядный счетчик/ таймер для приложений - вычислений и временных функций; программируемый вентиль и одиночный импульс счёта; внутренняя и внешняя синхронизация.

Функциональный список регистров, карта регистров для записи и для чтения подсистемы сбора информации приведены в [ЗВП+ЗСВ]. В этой же работе рассмотрены способы программного управления подсистемой сбора информации Prometheus, а именно: управление функциями (используется командный регистр: БА + 0), управление АЦП (читать младший / старший разряд АЦП: БР + 0 / +1, при этом значение АЦП храниться в регистрах БА+0 и БА+1 и вычисляется так - значение АЦП = (значение БА+0) + (значение БА+1) * 256); установка каналов АЦП (регистр канала АЦП: БА+2, состояние аналогового входа: БА+3); управление прерываниями, прямым доступом и счетчиком ( прерывание/ прямой доступ к памяти/ управление счетчиком: БА+4, пороговое значение FIFO: БА+5); управление цифровым вводов / выводом (младший разряд ЦАП: БА+6, установка канала АЦП и состояния FIFO: БА+6, старший разряд ЦАП и номер канала: БА+7, чтение статуса аналогового режима: БА+7, цифровой порт A/ B/ C: БА+8 / +9 / +10, регистр управления цифровым вводом-выводом: БА+11); управление счетчиком/ таймером (чтение/ запись младшего / старшего / дополнительного байта данных: БА+12/ +13/ +14, регистр управления счетчика/ таймера: БА+15) и др. В соответствии с названными возможностями было разработано прикладное программное обеспечение на языке С, фрагменты которого приведены в следующем разделе настоящей работы.

## Прикладное программное обеспечение

## Аналого цифровой преобразователь

```
unsigned char base 240h;
/* Программа преобразования и съем данных с АЦП */
void ads()
{
unsigned char channel; /* Канал АЦП от 0-15 */
unsigned char mode;
/* Установка АЦП: диапазон, полярность, коэффициент усиления */
unsigned char LSB; /* Младший разряд АЦП, 8 разрядов */
unsigned char MSB; /* Старший разряд АЦП, 8 разрядов */
short Data; /* 16 разрядный результат АЦП, состоящий из LSB и MSB */
outp(base, 0x10);  /* Сброс FIFO
outp(base + 2, (channel << 4) | channel); /* Установка канала АЦП;
Low = High */
outp(base + 3, mode); /* Установка режима АЦП */
while(inp(base+3)&0x20) /*Ожидание разряда WAIT=0 */
/*пустой цикл*/;
outp(base + 0, 0x80);  /* Начало АЦП преобразования*/
while(inp(base + 3) & 0x80) /* Ожидание 7 разр. = 0 */
/* пустой цикл */;
LSB = inp(base + 0); /* чтение младшего разряда LSB результата */
MSB = inp(base + 1); /* чтение старшего разряда MSB результата */
Data=(MSB<<8)+LSB;/*комбинирование LSB + MSB*/
}
/* Программа производит установку прерывание, преобразования и съем данных с АЦП
void aint()
{
unsigned char ChannelHigh; /* Верхний канал АЦП
unsigned char ChannelLow; /* Нижний канал АЦП
unsigned char channelNum; /* Текущий канал
unsigned char mode;
/* Установка АЦП: диапазон, полярность, коэффициент усиления */
unsigned char LSB; /* Младший разряд АЦП, 8 разрядов */
unsigned char MSB; /* Старший разряд АЦП, 8 разрядов */
short Data; /* 16 разр. результат АЦП (состоящий из LSB и MSB */
unsigned char div_N_LSB;
unsigned char div_N_CSB;
unsigned char div_N_MSB;
unsigned char FIFOTHRESH; /* Пороговое значение FIFO*/
unsigned char CKFRQ0; /*Источник частоты Clock 0 */
unsigned char flag;
outp(base, 0x10); /* Сброс FIFO */
outp(base + 2, (ChannelHigh << 4) | ChannelLow);
/* Установка  канала АЦП Low <= High */
outp(base + 3, (mode | 0x04));
/* Установка режима АЦП.
while(inp(base+3)&0x20) /*Ожидание WAIT разряда =0*/
/*пустой цикл*/;
outp(base + 5, FIFOTHRESH);
/*Установка порогового значения  FIFO , при использовании внутреннего таймера*/
outp(base+12, div_N_LSB);/*Установка счетчика LSB */
outp(base+13, div_N_CSB); /*Установка счетчика CSB */
outp(base+14, div_N_MSB); /* Установка счетчика MSB */
outp(base+15, 0x02); /*Загрузка параметров в счетчик*/
outp(base+15, 0x04); /* Начало счета, 2 разряд */
flag = (CKFRQ0 << 5); /* Установка clock 0 */
flag |= 0x00; /* Установка триггера АЦП (4 разряд) */
flag |= 0x01; /* Разрешение прерывания АЦП */
outp(base + 4, flag);
/* Запуск программы обслуживания прерывания */
outp(base + 15, 0x08); /* Остановка счетчика */
outp(base + 4, 0x00); /* Запрет на прерывания */
/* Программа обслуживания прерывания */
/* выполняется от канала ChannelLow к ChannelHigh */
for ( channelNum = ChannelLow; channelNum <= ChannelHigh; channelNum ++)
{
LSB = inp(base + 0);  /* чтение данных LSB */
MSB = inp(base + 1);  /* чтение данных MSB */
Data = (MSB << 8) | LSB; /* комбинирование LSB + MSB */
}
outp(base, 0x01); /* Сброс триггера прерывания */
/* Завершение программы прерывания */
}
```

## Цифро аналоговый преобразователь

```
/* Программа ЦАП
void dac()
{
unsigned char channel; /* Канал ЦАП. Диапазон 0-3
*/
short DATA;   /* Код ЦАП. Диапазон 0-4095 */
outp(base+6, DATA & 0xFF); /* LSB выходного кода
ЦАП */
outp(base + 7, (channel<<6) | ((DATA >> 8) & 0x0F));
/* MSB выходного кода ЦАП + канал */
}
void dcs()
{
unsigned char ChannelHigh; /* Верхний канал ЦАП
*/
unsigned char ChannelLow; /* Нижний канал ЦАП */
unsigned char channelNum; /* Текущий канал */
short DATA; /* Код ЦАП. Диапазон 0-4095 */
/* выполняется от канала ChannelLow к
ChannelHigh */
for ( channelNum = ChannelLow; channelNum <=
ChannelHigh; channelNum ++ )
{
outp(base+6, DATA & 0xFF);
/* LSB выходного кода ЦАП */
outp(base+7, (channelNum<<6) | ((DATA >> 8) &
0x0F));
/* LSB выходного кода ЦАП */
microsleep(10);  /* режим ожидания 10 мкс */
}
}
```

## Цифровой ввод-вывод

```
/* Конфигурация цифрового ввода-вывода */
void dioc()
{
unsigned char configbyte; /* байт конфигурации
цифровых портов*/
outp(base + 11, configbyte); /* установка
конфигурации цифровых портов */
}
/* Запись байта в порт */
void diout()
{
unsigned char port; /* Цифровой порт */
unsigned char outputByte; /* Выходное значение */
if( port == 0) DIOValueA = outputByte;
else if( port == 1) DIOValueB = outputByte;
else if( port == 2) DIOValueC = outputByte;
outp(base+8+port, outputByte); /*Запись значения в
порт */
}
/* Запись бита в порт */
void diout_bit()
{
unsigned char bitValue; /* выходной бит 0-255 */
unsigned char bit;      /* Значение выходного бита. 0-
7 */
unsigned char port;    /* Цифровой порт. 0-2 */
unsigned char mask; /* Маска цифрового порта */
unsigned char DIOValue;
/* Значение, хранящееся в DIOValueA, DIOValueB
или DIOValueC */
if( port == 0) /* Получить выходное значение порта
*/
DIOValue = DIOValueA;
else if( port == 1 ) DIOValue = DIOValueB;
else if( port == 2 ) DIOValue = DIOValueC;
if( bitValue )
{
outp(base + 8 + port, DIOValue | (bitValue << bit));
/* Запись выходного байта в порт. Установить
значение бита в 1 */
}
else
{
mask = (255-(1<<bit)); /* Маска выходного разряда
*/
outp(base + 8 + port, DIOValue & mask);
/* Запись выходного байта в порт. Установить
значение бита в 0 */
}
}
/* Чтение байта из порта */
void diin()
{
unsigned char port; /* Цифровой порт */
inp( base + 8 + port); /* Чтение из порта */
}
/* Чтение бита из порта */
void PROM_DIO_Input_Bit()
{
unsigned char bit; /* Значение входного бита 0-7 */
unsigned char port; /* Цифровой порт. 0-2 */
unsigned char inputByte;
/* Значение входного байта цифрового порта */
unsigned char input; /* результат */
inputByte = inp(base + 8 + port); /* Значение
входного байта */
input = (0x01 & (inputByte >> bit));
/* Чтение входного байта цифрового порта */
}
```

## Счетчик/ таймер

```
/* Запись в счетчик */
void ctrw()
{
unsigned char LSB; /* LSB Счетчика */
unsigned char CSB; /* CSB Счетчика */
unsigned char MSB; /* MSB Счетчика */
unsigned char Cnt; /* Номер счетчика, 0 or 1 */
outp(base+15, (Cnt << 7) | 0x08); /* Отключение синхронизатора счетчика */
outp(base+15, (Cnt << 7) | 0x20); /* Отключение внешнего стробирования */
outp(base+15, (Cnt << 7) | 0x01); /* Очистка текущего счетчика */
outp(base + 12, LSB); /* Входящее LSB */
outp(base + 13, CSB); /* Входящее CSB */
outp(base+14, MSB);/*Входящее MSB для счетчика 0 */
outp(base+15, (Cnt <<7) | 0x02); /* Загрузка в счетчик */
outp(base+15, (Cnt << 7) | 0x04); /* Накопление */
}
/* Чтение показаний счетчика */
void PROM_Counter_Read()
{
unsigned long CntData; /* Значение счетчика */
unsigned char LSB; /* LSB счетчика */
unsigned char CSB; /* CSB счетчика */
unsigned char MSB; /* MSB счетчика */
unsigned char Cnt; /* Номер счетчика, 0 or 1 */
outp(base+15, (Cnt<<7) | 0x40); /* Фиксация счетчика */
LSB = inp(base + 12); /* Выходное LSB */
CSB = inp(base + 13); /* Выходное CSB */
MSB=inp(base+14); /* Выходное MSB для счетчика 0 */
CntData = (MSB << 16) | (CSB << 8 ) | LSB; /* Значение счетчика */
}
```

## Применение

Базовые ПП были применены и отлажены при испытании макета ультрафиолетового поляриметра (УФП) [5, 6]. Схема подключения УФП к подсистеме системе сбора и обработки информации Prometheus модели PR-Z32-EA показана на рис. 3. Для работы с УФП была использована интерфейсная плата (рис. 4), которая позволяет производить съем данных с различных внешних датчиков. На плате присутствует панель индикаторов и переключателей, которые позволяют производить отладку цифровых портов через разъемы “Индикатор” и “Переключатель”. Каждый разъем имеет цифровую маркировку, которая облегчает подключение внешних датчиков (синяя маркировка) и подключение к портам (красная маркировка).

Клавиатура, флеш диск и монитор подключаются к соответствующим разъемам на PR-Z32-EA. Устройства УФП подключаются к подсистеме сбора и обработки информации при помощи входящего интерфейсного кабеля.

В зависимости от поставленной задачи можете использовать один из двух счетчиков. На интрефейсной плате подключение к счетчикам выполняется через разъем “счетчик”, вывод 0- для 24 разрядного, вывод 1 – для 16 разрядного счетчиков (рис. 5). При правильном подключении на интрерфейсной плате загореться красный индикатор.

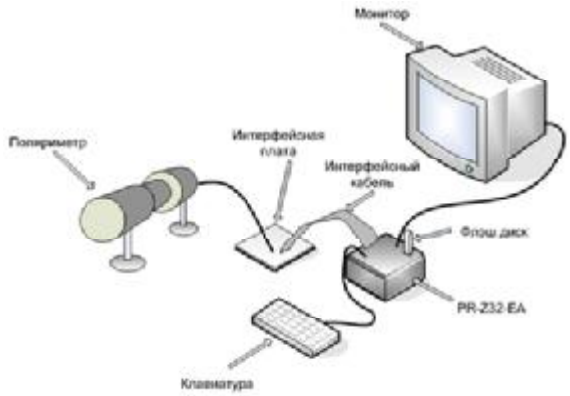



**Рисунок 3.** Схема подключения УФП к подсистеме сбора и обработки информации

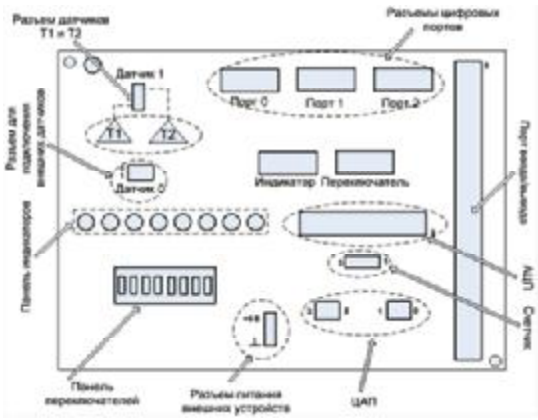



**Рисунок 4.** Интерфейсная плата

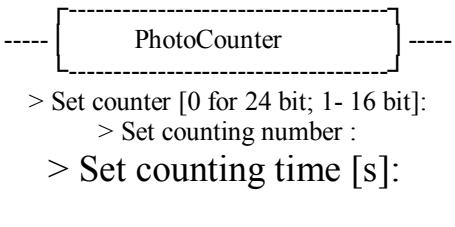



**Рисунок 5.** Интерфейс пользователя

**Рисунок 6.** Интерфейс пользователя

Загрузка прикладного программного обеспечения для работы с УФП происходит автоматически при запуске ОС. После запуска ПП на экране монитора появиться интерфейс пользователя (рис. 5), который включает ординарный диалог на английском /русском языках. ПП “счетчик фотонов” выполняет такие функции: считывание данных о количестве фотонов с УФП; подсчет количества фотонов за заданный интервал времени; автоматический подсчет фотонов в соответствии с заданным пользователем количестве циклов; запись результатов в файл result.res.

Выбор счетчика (Set counter). Задается номер выбранного счетчика: 0 /1 – 24 /16 разрядный счетчик.

Установка количества отсчетов (Set counting number). Эта функция позволяет задать количество отсчетов для счетчика, то есть задается число, которое устанавливает количество замеров.

Установка времени измерения (Set counting time). Время измерения определяется формулой: $T = kt_0$, где: $k$ - количество отсчетов, $t_0$ - время счета. Например, если $k = 25$ и $t_0 = 0{,}1\,\text{с}$, то $T = 25 \times 0{,}1 = 2{,}5\,\text{с}$.

При съеме данных с УФП на экран дисплея выводится информация, фрагмент которой показан на рис. 6. После выполнения цикла измерений на экран дисплея выводится отчет о работе УФП, фрагмент которого показан на рис. 7. Отчет (сохраняется в файле result.res) содержит информацию о дате, времени выполнения ПП, временных интервалах, количестве отсчетов и результаты измерений УФП.

На рис. 8. представлена фотография стенда для испытаний макета УФП, где использовались промышленные модули Prometheus модели PR-Z32-EA и ПП.

Date: 11/12/2006
Time: 1:39:57
Counter 1
Time interval: 0.10
Counting Number: 10

1 - 0 207 38 : 12505
2 - 0 207 121 : 12422
3 - 0 206 168 : 12631
4 - 0 208 42 : 12245
5 - 0 207 21 : 12522
6 - 0 207 119 : 12424
7 - 0 207 244 : 12299
8 - 0 206 232 : 12567
9 - 0 207 190 : 12353
10 - 0 206 219 : 12580

**Рисуннок 7**. Фрагмент данных

**Рисунок 8**. Стенд для испытаний макета УФП

**Выводы**

В результате работы рассмотрены способы программного управления работой подсистемы сбора информации Prometheus стандарта PC-104. Так же было разработано базовое ПП на языке С для управления работой TM_P, в том числе преобразования и чтения данных с АЦП; организации прерывание и чтения данных с АЦП; прерывания и чтения / записи данных из/в ЦАП; цифрового ввода / вывода данных; преобразования и чтения данных из счетчика /таймера. Базовое ПП было применено при испытании макета УФП, что и подтверждает его работоспособность.

**Библиографический список**

1. Зінченко В.П. Інструментальні засоби бортових систем збору та обробки наукової інформації // IV Междунар. конф. “Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники”: Сб. докл. в 2-х частях. - К.: НТУУ “КПИ”, 2003. – Ч. II. – С. 198 - 207.
2. Diamond systems - www.diamondsystems.com.
3. ХОЛИТ Дэйта Системс - www.holit.com/ua.
4. 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.
5. ProSoft - http://www.prosoft.ru
6. Зінченко В.П., Зінченко С.В., Штефлюк Г.В. и др. Методична і програмна компоненти бортової системи обробки наукової інформації// V Украинская

конфер. по космич. исслед.: Сб. докл. - К.: Ин-т космич. исслед. НАНУ - НКАУ, 2004. – С. 204.
7. Зинченко В.П., Гераимчук М.Д., Зинченко С.В. и др. К вопросу испытаний макета блока регистрации сигнала ультрафиолетового поляриметра// Междунар. научн. - практич. конф. “Университетские микро спутники – перспектива и реальность”. Сб. тезис. – г. Днепропетровск: НЦАОМУ, 2006. – С. 20.

УДК 681.3: 519.6

# СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОГО КОДИРОВАНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ.

В.А. Буров, П.С. Скубко.

Национальный Технический Университет Украины
«Киевский Политехнический Институт»,
г. Киев, Украина

# MODERN METHODS OF NOISELESS CODING FOR HIGH-SPEED SATELLITE COMMUNICATION SYSTEMS.

V.A. Burov, P.S. Scubko

National Technical University
«Kyiv Politechnical Institute»,
Kyiv, Ukraine
Cyberix@esta.com.ua

Одной из важнейших проблем при создании высокоскоростных цифровых систем связи является правильный выбор методов кодирования и декодирования помехоустойчивых кодов, необходимых для организации достоверной передачи цифровой информации. Использование помехоустойчивых кодов понижает требуемое отношение сигнал/шум в канале связи и позволяет получить энергетический выигрыш (ЭВК), каждый децибел которого более 20 лет назад оценивался в миллионы долларов. Сейчас ценность ЭВК еще более возросла, поскольку он позволяет уменьшать размеры очень дорогих антенн, повышать дальность связи, увеличивать скорость передачи данных, снижать необходимую мощность передатчика. Именно поэтому проблеме увеличения ЭВК во всем мире уделяется огромное внимание, а достоинства простых и эффективных алгоритмов декодирования невозможно переоценить.

Наиболее эффективно применение помехоустойчивого кодирования в сетях спутниковой и космической связи, где вопросы экономии полосы частот и энергетических ресурсов передатчика относятся к чрезвычайно важным. В данном случае отказ от реализации эффективных систем помехоустойчивого кодирования приводит к тому, что пропускная способность каналов используется крайне неэффективно. Поэтому с экономической точки зрения затраты на создание таких систем связи оказываются в десятки, а иногда и даже сотни раз большими, чем в правильно спроектированных системах с применением помехоустойчивого кодирования и теми же пара метрами производительности каналов связи.

В докладе рассматриваются современные методы помехоустойчивого кодирования, такие как свёрточные коды по Витерби, Рида-Соломона, турбо-

коды, каскадные коды. Данные коды сравниваются как по энергетической эффективности, так и по сложности практической реализации. Последний параметр часто оказывается решающим при выборе того или иного метода коррекции ошибок, поскольку он определяет стоимость, надежность, быстродействие и много других важных параметров аппаратуры передачи данных.

Рассмотрим свёрточные коды. Они  не делят информацию на фрагменты и работают с ней как со сплошным потоком данных. Сверточные коды, как правило, порождаются дискретной линейной инвариантной во времени системой. Поэтому, в отличие от большинства блоковых кодов, сверточное кодирование — очень простая операция, чего нельзя сказать о декодировании. Кодирование сверточным кодом производится с помощью регистра сдвига, отводы от которого суммируются по модулю два. Таких сумм может быть две (чаще всего) или больше. Декодирование сверточных кодов, как правило, производится по алгоритму Витерби, который пытается восстановить переданную последовательность согласно критерию максимального правдоподобия. Сверточные коды эффективно работают в канале с белым шумом, но плохо справляются с пачками ошибок. Более того, если декодер ошибается, на его выходе всегда возникает пачка ошибок.

Код Рида-Соломона— это очень эффективный и удобный в реализации блочный код, позволяющий обнаруживать и исправлять ошибки в байтах. Входным словом для него является блок из k байтов, выходным — кодовое слово из N байтов, состоящее из k исходных и N-k проверочных байтов. При этом гарантировано, что при декодировании в кодовом слове будут обнаружены и исправлены t=(N-k)/2 байтов независимо от их расположения внутри кодового слова. Параметр t носит название корректирующей способности кода. Кодер реализуется на основе регистра сдвига с 2t байтовыми элементами памяти и обратными связями. Процесс кодирования сводится к операциям сложения и умножения по модулю 256.

Хотя блоковые коды, как правило, хорошо справляются с редкими, но большими пачками ошибок, их эффективность при частых, но небольших ошибках (например, в канале с аддитивным белым шумом ), менее высока. Преимущества разных способов кодирования можно объединить, применив каскадное кодирование. При этом информация сначала кодируется одним кодом, а затем другим, в результате получается код-произведение. Например, популярной является следующая конструкция: данные кодируются кодом Рида-Соломона, затем перемежаются (при этом символы, расположенные близко, помещаются далеко друг от друга) и кодируются сверточным кодом. На приемнике сначала декодируется сверточный код, затем осуществляется обратное перемежение (при этом пачки ошибок на выходе сверточного декодера попадают в разные кодовые слова кода Рида-Соломона), и затем осуществляется декодирование кода Рида-Соломона.

Наиболее заметным достижением в теории помехоустойчивого кодирования за последнее десятилетие безусловно является изобретение турбо-кодов  . Впервые они были описаны в 1993 г. и, несмотря на очень большой

выбор помехоустойчивых кодов для создания новых систем связи, эти коды спустя всего 5-6 лет после своего рождения получили "прописку" как в современных стандартах радиосвязи с космическими объектами, так и в стандартах систем мобильной связи третьего поколения для передачи мультимедийной информации. Причина этому - уникальная способность турбо кодов обеспечивать характеристики помехоустойчивости передачи информации по каналам с шумами близкие к теоретически достижимым значениям (так называемый предел Шеннона) при умеренной сложности оборудования для кодирования и декодирования. Вычислительная сложность турбо-декодера в расчете на один информационный бит не зависит от длины информационного блока и сравнима со сложностью декодера Витерби для сверточного кода. Снижение вероятности ошибки декодирования достигается увеличением длины информационного блока без увеличения вычислительной сложности алгоритма декодирования. Иначе говоря, длиной блока можно управлять вероятностью ошибки.

Турбо-кодер представляет собой хороший способ построения случайного кода большой длины. Главный принцип турбо-кодирования – использование двух параллельно работающих элементарных кодеров. При этом информационный блок кодируется дважды, причем второй раз — после предварительного случайного перемежения (перемешивания, перетасовывания и т.п.).

Согласно экспериментальным данным, полученным в процессе моей магистерской работы, наиболее оптимальным решением является именно этот метод. Т.к. обеспечивает наиболее достоверную передачу информации при наименьших энергетических затратах.

УДК. 519. 6

# ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ СТАТИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИГНАЛОВ И ПОМЕХ В НЕОДНОРОДНЫХ СРЕДАХ.

Мирошниченко И.В.

Национальный технический университет Украины
“Киевский политехнический институт”,
г.Киев, Украина
Goodgod@ukr.net

# ERRORS OF MEASURINGS OF STATISTICAL DESCRIPTIONS OF SIGNALS AND HINDRANCES ARE IN HETEROGENEOUS ENVIRONMENTS

Miroshnichenko I.V

National technical university of Ukraine
“Kievan polytechnic institute”,
Kiev, Ukraine

**Введение.** Статистические измерения характеристик различных сред: в космонавтике - околоземной плазмы и атмосферы; в гидроакустике (ГА)– воды мирового океана; в биологии и медицине - органических сред, в том числе и живых организмов; связь, навигация, управление и диагностика в технических системах (ТС) и в других областях науки и техники, немыслимы без знания вероятностных характеристик (ВХ) используемых сигналов и помех. Многочисленные исследования [1,2,3,4] дают основания полагать, что в активном локационном режиме даже при работе с детерминированными сигналами $S(t)$, принятые сигналы являются смесью отраженного $S(t)$ и помехи $n(t)$ как от воздействия среды на сигнал, например, затухание сигнала, так и от воздействия сигнала на среду – ионизация, кавитация и т.п.. Пассивные методы вообще предполагают работу только с $S(t)$, $n(t)$ и их смесями, описываемыми вероятностными моделями.

Сигнал, для описания которого используется случайная функция $\xi(t,\omega)$ двух переменных: $t \in T$ и элементарного события $\omega \in \Omega$ всего множества событий с заданной на нем вероятностной мерой (вероятностью), называется стохастическим. Сечение этого стохастического сигнала на любом $t$ является случайной величиной (СВ), заданной на основной вероятностном пространстве $(\xi, P, F)$, где $F$ - алгебра событий.

Иначе говоря, $\xi(t,\omega)$ - семейство СВ. Если $t$ - время, то $\xi(t,\omega)$ называют *случайным процессом* и обозначают $\xi(t)$; если $P$ - счетное множество целых чисел, то $\xi(t,\omega)$ называют *случайной последовательностью* $\xi(t_i)$, счетномерным вектором или процессом с дискретным временем и если $T$ - вещественный интервал, то говорят о *процессе с непрерывным временем*. На основе предположения о вероятностном модели исследуемой среды (объекта) и

представления параметров этой модели в виде некоторых вероятностных характеристик Θ (ВХ), в настоящее время широко распространено мнение о том, что теория статистических измерений может быть построена только на основе теоретико-вероятностных моделей объектов измерений. При этом предполагается, что вместо одной неизвестной, возможно очень сложной идеальной модели, может быть предложена последовательность менее сложных (т.е. более приближенных), но тоже вероятностных моделей [6]. Результаты непосредственных наблюдений (измерений) рассматриваются как выборки из некоторых бесконечных генеральных совокупностей, а наблюдаемые процессы $\xi(t)$ представлены как их реализации $X(t)$, причем обязательно предполагается существование распределения вероятностей в функциональном пространстве, например, времени $t$.

***Постановка задачи.*** Адекватность модели, базирующейся на массивах мгновенных значений (реализациях или последовательностях) может иметь место только при бесконечно большом объеме данных, что выражается в понятиях бесконечно большого ансамбля реализаций и реализаций бесконечной длительности.

В теории случайных процессов $\xi(t)$ их достаточно полное описание производится с помощью систем ВХ: многомерных функций распределения вероятностей, моментных функций, характеристических функций и т.д. [7]. Поскольку теория измерений ВХ в качестве объекта исследований предполагает физический процесс, то наиболее естественной формой представления этого процесса является использование реализаций $X_i(t)$ - последовательных зависимостей мгновенных значений $x_i(t_j)$ от времени, или последовательностей $X(t_i)$ - совокупность мгновенных значений $x_i(t_j)$ в один и тот же момент $t$ (или совокупность значений СВ, соответствующих временному сечению $t_j$).

*Ограничимся рассмотрением только случайных процессов* $\xi(t)$, поскольку с измерениями именно их ВХ связана значительная часть приложений и, что существенно, возможна интерпретация результатов для других $\xi(t,\omega)$, например, случайных полей, где аргументом является пространственная координата $r$.

***Основной материал исследования.*** Случайный процесс $\xi(t)$ может быть представлен адекватной моделью в виде массива $\{*\}$ данных о мгновенных значениях $x_i(t_j)$:

*по реализациям* $X_i(t) = \{x_i(t)\}$,

причем $i = \overline{1,\infty}, t \in [0,\infty] \vee i = \overline{1,\infty}, t \in [t_1 t_2] \vee i \in I, t \in [0,\infty]$;

*по совокупности последовательностей* $X(t_i) = \{x(t_i)\}$

если $i = \overline{1,\infty}, j = \overline{1,\infty} \vee i = \overline{1,\infty}, j \in \{j\} \vee i = \{i\}, j = \overline{1,\infty}$.

Полагая, что вся рассматриваемая ограниченная совокупность реализаций или последовательностей представляется реальными объектами, а теория измерений ВХ случайных процессов оперирует действительными функциями,

чаще всего одномерными, результат определения ВХ по ограниченной совокупности $d$ выборочных данных будем называть ее оценкой $\Theta^*$ или статистической характеристикой (СХ) и обозначать той же буквой, что и ВХ, но со звездочкой *

$\Theta^*[x(t)] = L_1[x_i(t)_1^n]$ или $\Theta^*[x(t)] = L_2[x(t_i)n_1^n]$

где $L_1$ и $L_2$ - операторы преобразования массива выборочных значений при числе $n$ используемых реализаций или последовательностей. Преобразуемый массив [*] далее везде обозначается квадратными скобками.

Иначе говоря, *оценкой будем называть количественное значение некоторой, в общем случае многомерной, характеристики исследуемого объекта (сигнала), полученное с помощью установленного алгоритма.*

При представлении $\xi(t)$ ансамблем реализаций его ВХ выражаются через пределы выборочных средних, а так как при этом используются две независимые переменные – время $t$ и номер реализации $N$, то получаются 3 предела выборочных средних:

$$\Theta[x(t)] = \lim_{N\to\infty} \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} g[x_i(t)] \qquad (1)$$

$$\Theta[x(t)] = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{T}\int_0^T g[x_i(t\ )]dt \qquad (2)$$

$$\Theta[x(t)] = \lim_{N\to\infty,T\to\infty} \int_0^T \sum_{i=1}^{N} g[x(t)]dt \qquad (3)$$

Аналогично при представлении $\xi(t)$ ансамблем последовательностей:

$$\Theta[x(t)] = \lim_{N\to\infty} \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} g[x_i(t_j)] \qquad (4)$$

$$\Theta[x(t)] = \lim_{N\to\infty} \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N} g[x_i(t_j)] \qquad (5)$$

$$\Theta[x(t)] = \lim_{N_1\to\infty,N_2\to\infty} \frac{1}{N_1 N_2}\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N} g[x_i(t_j)] \qquad (6)$$

Эти выражения адекватны существу измерительной задачи, позволяя перейти от значений, полученных на основе анализа моделей $\xi(t)$ и принимаемых в статистических измерениях за образцовые (истинные) значения вероятностные характеристики ВХ к их оценкам $\Theta^*$ - результатам измерений параметров реальных физических объектов или сигналов, описание которых входило в модели и, по существу, выражают ту же идею, что и используемый в теории вероятностей предел частости, трактуемый как вероятность некоторых событий. Поэтому значения СХ, получаемые при измерениях ВХ, рассматриваются только как возможные оценки соответствующих вероятностей, вероятностных параметров или числовых характеристик $\xi(t)$ [8].

Принципиальные ограничения достижимой точности измерений СХ определяются общими и специфическими группами факторов. Общие ограничения обусловлены уровнем развития теории [9, 10] и физическим смыслом измеряемых оценок $\Theta^*$, а также объективным взаимодействием

исследуемого объекта с другими, что не позволяет получить $\Theta^*$ в "чистом виде". К специфическим ограничениям можно отнести конечность объема выборки $d$ мгновенных значений $\xi(t)$, полученных в процессе выполнения алгоритма измерений (АИ).

Объединив выражения (I) – (6) в общее выражение вида

$$\Theta^*[x(t)] = \lim Sd[g[x(t)]] \qquad (7)$$

где $d = N \vee T \vee NT$ - параметр, характеризующий объем выборки,

$Sd = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} \vee \frac{1}{T}\int_0^T \vee \frac{1}{NT}\sum_{i=1}^{N}$ - оператор усреднения,

и исключив абстрактные (т.е. практически нереализуемые) модели, можно считать, что в процессе статистических измерений получается оценка

$$\Theta^*[x(t)] = Sd[g[x(t)]] \neq \Theta[x(t)] \qquad (8)$$

В [11] утверждается, что положения общей теории измерений об объективной невозможности экспериментального установления истинного значения физической величины полностью приложимо к задачам измерения СХ случайных процессов. Там же показано, что статистические измерения можно рассматривать как расширение детерминированных измерений по виду алгоритма измерений (АИ) и по соотношению измеренных СХ и теоретических значений ВХ, принимаемых за “истинные”. Далее в работе будет использоваться термин “*образцовые”* вместо “*истинные*”.

Поэтому при статистических измерениях особое внимание должно быть уделено несмещенности, состоятельности и эффективности $\Theta^*$, их сходимости и другим вопросам, традиционным для математической статистики [11]. В тех случаях, когда *вероятностный характер физических явлений доказан* или является следствием хорошо изученных законов, например, законов физики, на основе которых однозначно определяется вид ВХ, *целью статистических измерений может быть определение СХ.* Однако в большинстве технических приложений свойства процессов зависят от большого числа частично или полностью неконтролируемых факторов, например при последовательном, т.е. невоспроизводимом во времени, анализе серии измерений. При этом обычные представления о характере случайного процесса не предполагают достаточно объективного суждения о виде закона распределения вероятностей процесса, а подразумевают только его неповторимость или непредсказуемость [8].

Довольно большое количество моделей явлений, происходящих в морской среде (многолучевость распространения, реверберационная помехи, стратификации слоев по температуре, солености, градиентов скорости распространения звука и электропроводности и т.п.), не позволяет сформулировать требования к системам измерения СХ, зачастую даже не имеющих аналогов в теории вероятностей [12, 13,14]. При обнаружении и классификации целей в морской среде задача еще более усложняется, т.к. шумы подводных и надводных объектов зависят от неуправляемых характеристик измерительного эксперимента (акватории, времени года и суток, метеоусловий и т.д.), а также от скорости хода, типа движителя и силовой установки объекта,

глубины погружения и других характеристик, ограничения на которые накладываются тактико-техническими данными (ТТД) объектов, условиями их использования и тактическим применением, которые, в общем случае, можно отнести к управляемым (или детерминированным по своей физической сути) характеристикам измерительного эксперимента. Аналогичная ситуация складывается в космонавтике, астрономии, в медицине, геофизике и других областях.

В то же время процедура статистических измерений должна быть четко алгоритмизирована [11]. Если после проведения исследований допустимость вероятностной модели строго не доказана, а уровень строгости определяется только погрешностью измерений, то результатом измерительного эксперимента следует считать именно СХ. Это оправдано не только тем, что переход от ВХ к СХ неоднозначен (т.к. справедливость этого перехода часто может быть недоказуема вообще), но и тем, что сведения о СХ часто предоставляют самостоятельный интерес во многих приложениях [8, 12, 14].

Отделение процедуры принятия решений от измерения СХ, в общем случае не всегда обязательное, дает следующие практические преимущества:

- становится возможным аппаратурный статистический анализ при отсутствии многих априорных сведений о $\xi(t)$, кроме общепринятых при измерениях детерминированных сигналов (например, динамический диапазон амплитуд, частотные границы и т.д.), что отвечает практике и перспективам использования измерителей СХ;

- не требуется оправдания применения (или строгих доказательств) таких СХ, которые связаны со смыслом прикладных задач, но не имеют аналогов в теории вероятностей, например, характеристики выбросов над порогом и некоторые другие СХ, к которым неприменимы понятия *смещенности, несостоятельности и неэффективности* [2, 12 13];

***Выводы***. Считая целью статистических измерений получение СХ, в данной работе основное внимание уделяется построению алгоритмов измерения (АИ) оценок $\Theta^*[x(t)]$, для которых погрешности измерения определяются:

$$\text{абсолютная – как } \Delta\Theta^*[x(t)] = \Theta^*[x(t)] - \Theta[x(t)] = \lim_{d\to\infty} Sd[q[(t)]],$$

$$\text{относительная - как } \delta\{\Theta^*[x(t)]\} = \frac{\Delta\Theta^*[x(t)]}{\Theta[x(t)]}$$

В этом случае образцовое $\Theta[x(t)]$ и измеренное $\Theta^*[x(t)]$значения СХ определены на одной и той же совокупности данных о мгновенных значениях $\xi(t)$, а погрешности измерения СХ будут зависеть от степени близости модели реальному объекту, точности выполнения оператора "$q$" и от правильности выполнения АИ. Метрологическая аттестация и поверка средств статистических измерений производится по общепринятым правилам.

**Библиографический список**

[1] Бенжамин. Р. Анализ радио – и гидролокационных сигналов / пер. с англ.

– М.: Военное изд. МО СССР, 1969 – 255 с.
[2] Берман С. Выбросы стационарного гауссова процесса за высокий движущийся барьер.- В кн.: Случайные процессы. Выборочные функции и пересечения. М.: Мир, 1978 – с. 133-163
[3] Бобер Р. Гидроакустические измерения / пер. с англ. – М.: 1974 – 354 с.
[4] Гуткин Л.С. Теория оптимальных методов радиоприема при флюктуационных помехах. – М.: Сов. Радио, 1972 – 448 с.
[5] Ольшевский В.В. Статистические свойства морской реверберации. – М.: Наука, 1966 – 201 с.
[6] Каптюг А.А. Аксиоматика для адаптивной процедуры построения показателя эффективности измерительных систем. В кн. Труды V Вс. школы-семинара по статистической гидроакустике (СГ-5), Новосибирск, 1975, с. 356 – 367.
[7] Омельченко В.А. Основы спектральной теории распознавания сигналов. – Харьков: Вища школа. Изд. Харьков. ун-та, 1983 – 156 с.
[8] Челпанов И.Б., Яралошвили Р.В. К оценке качества статистических измерений. – в Кн.: Стабильность и надежность информационных устройств и систем. – Киев, Техника, 1975 – с.111 - 115.
[9] Карлин С. Основы теории случайных процессов. – М..; Мир, 1971 – 536 с.
[10] Пугачев В.С. Теория вероятностей и математическая статистика. М.: Наука. 1979, - 426 с.
[11] Цветков Э.И. Основы теории статистических измерений. 2-ое изд. перераб. и дополн. – Л.: Энергоатомиздат, 1984 – 286 с.
[12] Мирошниченко В.С., Москанов Н.Д. Уменьшение погрешности вычисления на ЭВМ длительностей выбросов случайных процессов над порогом. – в Кн.: Тез. докл. IV Вс. конф. по аналоговой и аналого-цифровой технике. – М.: 1973
[13] Тихонов В.И. Выбросы случайных процессов. М.: Наука. 1970 - 392 с.
[14] Малахов А.Н. Кумулянтный анализ негауссовых процессов и их преобразований. – М.: Советское радио, 1978 – 376 с.

УДК 62.501.12

# ЧАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЦЕСІВ АКОМОДАЦІЇ ОКА ПІЛОТА І РОЗПОДІЛУ УВАГИ ПО ЗОНАМ КАБІНИ ПІДЧАС СИМУЛЬОВАНОГО ПОЛЬОТУ ЗА ШТАТНИМ МАРШРУТОМ

П.П. Троянов**,** к.т.н.

Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна

Д.В. Замковий (магістр, НАУ, Україна)

Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна
fsu@nau.edu.ua

Проведений відеозапис руху ока пілота в кабіні підчас дванадцяти етапів польоту. Визначені у часі траєкторії погляду по дев'яти зонам кабіни і зовнішньому середовищі (далині). З них виділені ті, в яких мала місце акомодація, коли погляд переводився з однієї з зон кабіни у далину і навпаки. Дані зведені в таблиці. Підраховані частота і сумарний час акомодацій ока для кожних зон кабіни і етапів польоту. Результати представлені графічно. Визначені зони найбільшої уваги пілота по етапам польоту.

Для дослідження акомодації, що відбувається в зоровому каналі оператора-пілота підчас польоту, нами проведений експеримент з залученням симулятору польотів Кафедри літаків та кораблів Будапештського університету технології та економіки(Угорщина).

Зміст експерименту полягав у записі траєкторії руху очей пілота підчас польоту за стандартним маршрутом (зліт – поворот на курс 2.2.0 – крейсерський політ – поворот на курс 1.3.0 – крейсерський політ – поворот на курс 0.4.0 – крейсерський політ – поворот на курс 3.1.0 – посадка – зупинка літака на ЗПС). У якості пристрою вводу даних була використана цифрова відеокамера Samsung VP-101i, сигнал з якої передавався IBM PC–сумісний комп'ютер. Після завершення експерименту отримані дані були оброблені за допомогою сучасних програмно-апаратних засобів.

Програмні засоби, використані для обробки даних експерименту:

- ПЗ для обробки відеоінформації VirtualDub
- ПЗ для обробки графічних зображень Corel Draw 11
- ПЗ для розрахунків Microsoft Excel 2003
- система MATLAB
- прикладний статистичний пакет SPSS

В результаті проведення експериментальної частини отриманий файл з відеозаписом руху очей пілота підчас польоту (фрагмент файлу на рис. 1).

**Рисунок 1.** Фрагмент відеозапису руху очей пілота

Для обробки експериментальних даних кабіна екіпажу була поділена на дев’ять умовних зон (рис. 2).

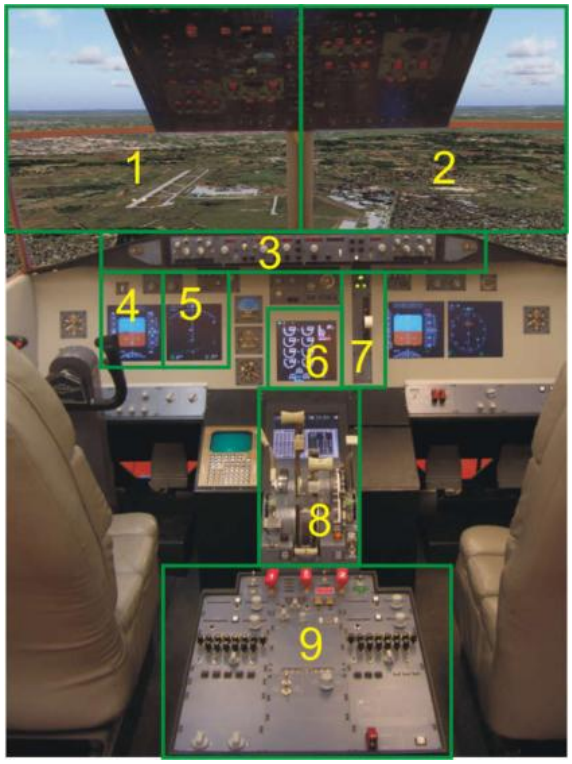



**Рисунок 2.** Поділ кабіни екіпажу на дев’ять умовних зон: 1 – дальня ліва зона; 2 – дальня права зона; 3 – панель управління режимами автопілоту; 4 – багатофункціональний дисплей №1 (командний авіагоризонт); 5 – багатофункціональний дисплей №2 (плановий навігаційний прилад); 6 – система індикації двигуна і попередження екіпажу; 7 – важіль управління шасі; 8 – блок управління двигуном та закрилками; 9 – п’єдестал

Зони були обрані з огляду на те, щоб найбільш точно відобразити зорові маршрути очей пілота підчас польоту.

Проаналізувавши відеозапис з використанням ПЗ VirtualDub, ми отримали часові діаграми руху очей пілота на усіх етапах польоту з точністю до 1 сек. Результати занесені у таблиці. Наведемо для прикладу лише етап повороту на курс 0.4.0.

**Таблиця 1.** Часова діаграма руху очей пілота підчас повороту на курс 0.4.0

| **Час, хх:сс:мм** | **№ зони** | **Час, хх:сс:мм** | **№ зони** | **Час, хх:сс:мм** | **№ зони** | **Час, хх:сс:мм** | **№ зони** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 05:25:00 | 1 | 05:38:00 | 1 | 05:51:00 | 5 | 06:04:00 | 5 |
| 05:26:00 | 1 | 05:39:00 | 1 | 05:52:00 | 5 | 06:05:00 | 2 |
| 05:27:00 | 1 | 05:40:00 | 1 | 05:53:00 | 1 | 06:06:00 | 4 |
| 05:28:00 | 1 | 05:41:00 | 1 | 05:54:00 | 1 | 06:07:00 | 2 |
| 05:29:00 | 1 | 05:42:00 | 5 | 05:55:00 | 4 | 06:08:00 | 4 |
| 05:30:00 | 1 | 05:43:00 | 2 | 05:56:00 | 4 | 06:09:00 | 2 |
| 05:31:00 | 5 | 05:44:00 | 5 | 05:57:00 | 5 | 06:10:00 | 2 |
| 05:32:00 | 4 | 05:45:00 | 2 | 05:58:00 | 1 | 06:11:00 | 5 |
| 05:33:00 | 1 | 05:46:00 | 1 | 05:59:00 | 1 | 06:12:00 | 5 |
| 05:34:00 | 2 | 05:47:00 | 2 | 06:00:00 | 5 | 06:13:00 | 2 |
| 05:35:00 | 4 | 05:48:00 | 1 | 06:01:00 | 2 | 06:14:00 | 2 |
| 05:36:00 | 1 | 05:49:00 | 1 | 06:02:00 | 2 | | |
| 05:37:00 | 2 | 05:50:00 | 1 | 06:03:00 | 3 | | |

Використовуючи отримані дані, ПЗ VirtualDub та Corel Draw 11, зорові маршрути очей пілота були побудовані графічно (приклад – етап повороту накурс 0.4.0, поділ на зони той самий, що і на рис 2).

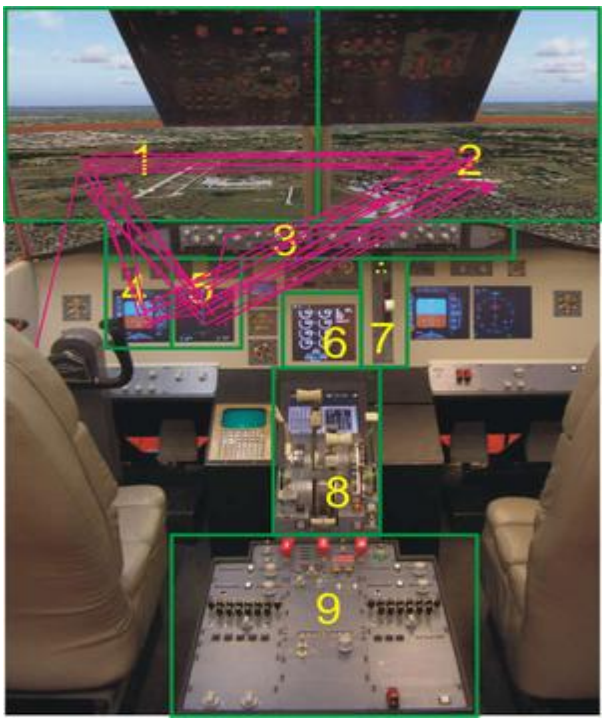



**Рисунок 3.** Траєкторія руху погляду пілота підчас повороту на курс 0.4.0

Аналогічна обробка була проведена також для інших дев'яти етапів польоту.

Як можна бачити з рис. 3, пілот постійно переводить погляд по приладах у кабіні та на обстановку зовні, це відбувається протягом усіх етапів польоту. З метою більш точної оцінки впливу акомодації на процес пілотування, була проведена додаткова обробка, і побудована таблиця 2. Вона містить наступні дані: назва етапу польоту, його тривалість, кількість акомодацій на етапі, загальний час, що був затрачений на акомодацію та частота акомодації на даному етапі.

**Таблиця 2.**

| **Назва етапу польоту** | **Тр-ть, сек.** | **К-ть аком.** | **Час 1, сек** | **Час 2, сек** | **Час 1, %** | **Час 2, %** | $f_a$, **1/сек** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Зліт | 60 | 16 | 11,2 | 8 | 18,667 | 13,333 | 13,333 |
| Поворот на курс 2.2.0 | 51 | 16 | 11,2 | 8 | 21,961 | 15,686 | 15,686 |
| Політ за курсом 2.2.0 | 25 | 9 | 6,3 | 4,5 | 25,2 | 18 | 18 |
| Поворот на курс 1.3.0 | 49 | 18 | 12,6 | 9 | 25,714 | 18,367 | 18,367 |
| Політ за курсом 1.3.0 | 140 | 28 | 19,6 | 14 | 14 | 10 | 10 |

| **Назва етапу польоту** | **Тр-ть, сек.** | **К-ть аком.** | **Час 1, сек** | **Час 2, сек** | **Час 1, %** | **Час 2, %** | $f_a$, **1/сек** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Поворот на курс 0.4.0 | 50 | 22 | 15,4 | 11 | 30,8 | 22 | 22 |
| Політ за курсом 0.4.0 | 35 | 14 | 9,8 | 7 | 28 | 20 | 20 |
| Поворот на курс 3.1.0 | 35 | 8 | 5,6 | 4 | 16 | 11,429 | 11,429 |
| Посадка | 200 | 35 | 24,5 | 17,5 | 12,25 | 8,75 | 8,75 |
| Рух літака по ЗПС | 35 | 7 | 4,9 | 3,5 | 14 | 10 | 10 |

Зупинимося докладніше на обробці результатів експерименту.

Після зняття усіх льотних даних і попередньої обробки інформації, необхідно було визначити вплив акомодації на процес управління ЛА, в даному випадку в штатних режимах польоту. Для цього використали два середніх значення тривалості акомодації [1], одне для пілота з умовно гіршим зором – оператор 1, друге для пілота з кращим зором – оператор 2, вони дорівнюють 0,7 сек. та 0,5 сек відповідно. Ці значення являють собою найгірший випадок, коли акомодація має найбільший вплив на час прийняття рішення, та найкращий випадок, коли вплив найменший. Такі величини були обрані з метою більшої наочності.

Кожен елемент колонки «Час 1, сек» обчислювався за формулою $t_{1i} = n_i * t_{1\,max}$, де $t_{1i}$ – загальний час, що був затрачений на акомодацію на *i*-тому етапі, $n_i$ – кількість акомодацій на і-тому етапі, $t_1$ –час акомодації для першого оператора. Кожен елемент колонки «Час 2, сек» обчислювався аналогічно.

Для оцінки вагомості акомодації, слід вирахувати її відсоток у загальному часі тривалості етапу польоту. Для цього ми використали формулу:

$$a_{ij} = t_{ij}/t_{ej}*100,$$

де $a_{ij}$ – відсоток часу акомодації для і-того пілота на j-тому етапі польоту, $t_{ij}$ – загальний час для і-того пілота, що був затрачений на акомодацію на j -тому етапі, $t_{ej}$ – повний час тривалості j-того етапу польоту

Отримані дані занесені до колонок «Час 1, %» та «Час 2, %» таблиці 2.

Введемо поняття інтенсивності роботи акомодації – це кількість переводів погляду за одиницю часу, в даному випадку – секунда. Обчислимо її за формулою:

$$f_{ai} = n_i / t_{ei},$$

де $f_{ai}$ – частота роботи акомодації на і-тому етапі польоту, $n_i$ – кількість акомодацій на і-тому етапі, $t_{ej}$ – повний час тривалості і-того етапу польоту.

Дані таблиці 2 дозволяють зробити наступні висновки:

1. В найгіршому експериментальному випадку час, затрачений на акомодацію складає 30,8% від усього часу пілотування на етапі;

2. Найбільша частота акомодацій підчас зміни курсу. На нашу думку це пов’язано з тим, що підчас повороту пілот постійно коригує курс по приладах. Порівняно з етапом заходу на посадку, можна зробити висновок, що

в цьому випадку пілот, найімовірніше, зосереджений на власне прийнятті рішень та механічних діях, саме тому частота акомодацій(переводу погляду на прилади) невелика.

Побудуємо діаграму частоти роботи акомодації в залежності від етапу польоту (рис. 4).

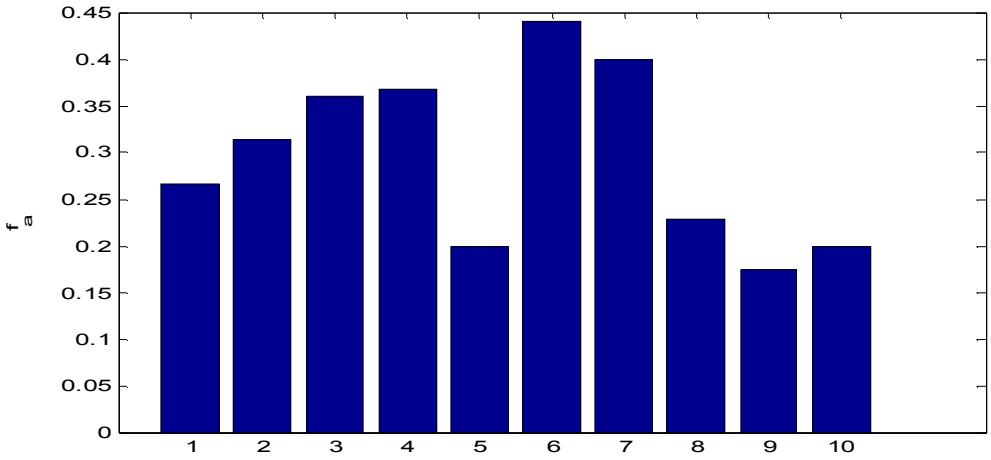



**Рисунок 4.** Діаграма частоти акомодацій під час польоту в залежності від етапів (1 – зліт; 2 – поворот на курс 2.2.0; 3 – політ за курсом 2.2.0; 4 – поворот на курс 1.3.0; 5 – політ за курсом 1.3.0; 6 – поворот на курс 0.4.0; 7 – політ за курсом 0.4.0; 8 – поворот на курс 3.1.0; 9– захід на посадку; 10 – рух по ЗПС)

Як було зазначено вище, акомодація займає найбільший час на етапах зміни курсу(до 30,8%), причому в цих випадках різниця між гіршим і кращим пілотом досягає 4,4 с. Це вагома величина, тому акомодація має значний вплив на безпеку польотів.

Тепер проаналізуємо роботу зорового каналу пілота на різних етапах. Для цього побудуємо діаграми погляду пілота по кожній зоні(нумерація аналогічна рис. 2) в процентах на кожному етапі польоту (рис. 5).

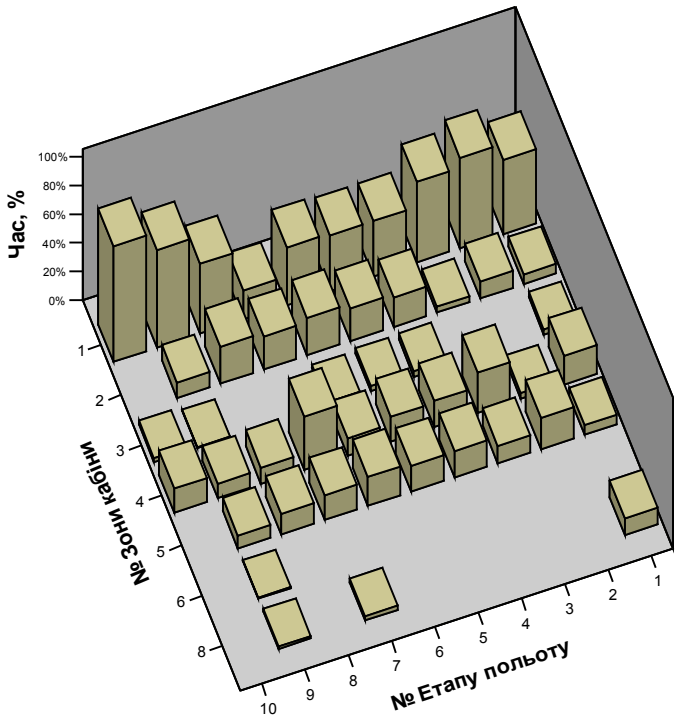



**Рисунок 5.** Діаграма розподілу уваги пілота для усього польоту в відсотках по етапу: час, % – час, витрачений пілотом на перегляд зони кабіни на етапі польоту

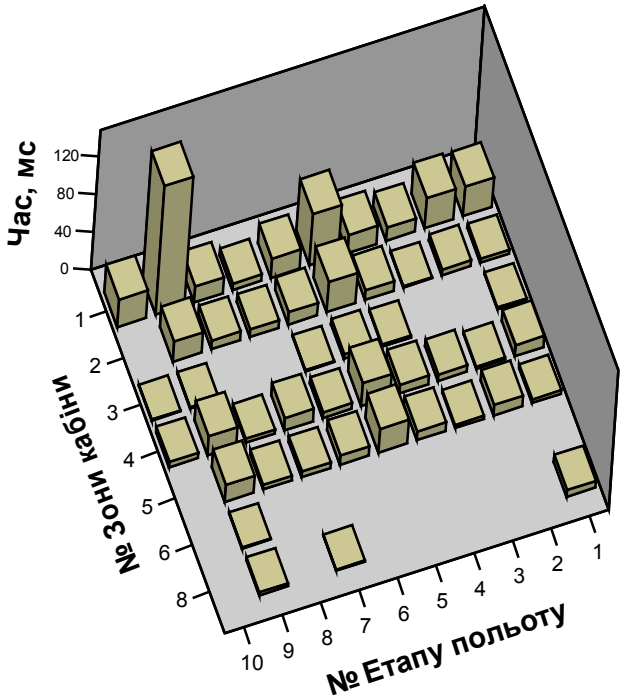



**Рисунок 6.** Діаграма абсолютного розподілу уваги пілота для усього польоту: час, мс – час, витрачений пілотом на перегляд зони кабіни на етапі польоту

На рис. 6 зображена спільна діаграма абсолютного розподілу уваги по зонах кабіни на відповідних етапах польоту.

**Висновки по результатах експерименту**

1. Акомодація має значний вплив на процес пілотування та в режимах зміни курсу і займає до 30,8% відсотків часу, що означає що пілот в цей час не має ясного бачення.

2. Пілот приділяє найбільшу увагу незалежно від режиму польоту першій зоні(дальня ліва зона – зовнішній простір).

3. Пілот приділяє найменшу увагу 3й зоні (панель управління режимами автопілоту), 6й зоні (система індикації двигуна і попередження екіпажу), 7й зоні (важіль управління шасі) та 8й зоні (блок управління двигуном та закрилками).

4. З приладів найбільшу увагу пілот приділяє командному авіагоризонту.

5. Проведений аналіз та розроблена методика, що дозволяє оцінювати роботу пілота в штатних режимах польоту, зокрема визначати ступінь його тренованості.

**Бібліографічний список**

[1] Сергиенко Н.М. «Офтальмологическая оптика», М.,Медицина, 1991.

АЛФАВІТНИЙ ПОКАЗНИК


Абрамов Е.Ю. ..... 251
Агутин А.М. ..... 224
Азарсков В.Н. ..... 178
Апостолюк В.А. ..... 104, 111
Басанец О.П. ..... 111
Безкоровайный Ю.Н. ..... 20
Белоусов Б.Н. ..... 368
Блінцов О.В. ..... 33
Богомазов С.А. ..... 263, 265
Бондарець І.О. ..... 334
Борисенко П.А. ..... 224
Борисов В.В. ..... 158
Буркацький В.В. ..... 247
Бурнашев В.В. ..... 147
Буров В.А. ..... 422
Варфоломеєв Є.О. ..... 350
Васьков Р.А. ..... 57
Вдовиченко А.В. ..... 326
Вірченко Г.А. ..... 231
Вовк В.Г. ..... 14
Володарский Е.Т. ..... 267,301
Гераїмчук М.Д. ..... 63
Гнатів Л.О. ..... 371
Гусев С.А. ..... 368
Давиденко И.Н. ..... 363
Детлинг В.С. ..... 291
Дзюбан С.О. ..... 265
Долинец Ю.С. ..... 97
Драчко Е.Ф. ..... 173
Єрмолаєва О.В. ..... 20
Замковий Д.В. ..... 431
Зинченко В.П. ..... 405
Зинченко С.В. ..... 405
Зінченко Н.П. ..... 334
Іванов С.В. ..... 92
Калитенко А.П. ..... 165
Козыр Е.В. ..... 267
Колесниченко В.Б. ..... 242
Коршевнюк Л.О. ..... 71
Кошкина Н.В. ..... 397
Кравчук А.И. ..... 301
Кривенко Е.И. ..... 111
Литвих В.В. ..... 281,286
Лукенюк А.А. ..... 313
Мальцев А.С. ..... 39
Мариношенко О.П. ..... 236
Мачалин И.А. ..... 319
Мелащенко О.М. ..... 52
Микитина О.Ю. ..... 397
Мирошниченко И.В. ..... 425
Мова В.И. ..... 307
Мозговой Д.К. ..... 97
Молчанов И.Н. ..... 307
Мороженко О.В. ..... 63
Наджибзаде М. ..... 165
Неводовський П.В. ..... 63
Неводовський Є.П. ..... 63
Никитенко Л.Л. ..... 392
Новиков А.В. ..... 57
Осадчий С.І. ..... 84
Павлов Г.В. ..... 33
Пеннер А. ..... 242
Петрунина И.С. ..... 281
Піддубний В.В. ..... 124
Піддубний В.О. ..... 124
Подойницын Д.В. ..... 27
Прач А.А. ..... 127
Приходько О.С. ..... 358
Прокоф'єва І.Ю. ..... 84
Прохорчук О.В. ..... 134
Рахмаилов А.В. ..... 263
Рековец Н.А. ..... 273

Рижков Л.М. …… 52
Рюмин М.Н. …… 46
Скубко П.С. …… 422
Степуренко Д.І. …….. 118
Страшко В.А. …….. 14
Стрюченко В.А. …….. 307
Тимошенко Н.А. …….. 14
Троянов П.П. …….. 431
Туз Ю.М. …….. 326
Уланский В.В. …….. 319
Успенский В.Б. …… 76
Фенюк О.В. …… 124
Фесюк Т.П. …… 286
Шантырь Д.С. …… 403
Шевченко В.Ю. …… 150
Шевчук Б.М. …… 385
Шендерук С.Г. …… 313
Штефлюк А.В. …… 294
Яценко Ю.А. …… 211
Ященко Ю.С. …… 263