

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»**

ФАКУЛЬТЕТ АВІАЦІЙНИХ І КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

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

**Тези доповідей учасників
XVII науково-технічної конференції
студентів та молодих учених**

3-4 лютого 2014 року

м. Київ

Київ
«Політехніка»
2014

Гіротехнології та конструювання літальних апаратів: Тези доп. учасн. XVII наук.-техн. конф. студ. та молодих учених. – К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2014. – 88 с.

Висвітлено питання проектування та моделювання інерціальних комплексованих, супутникових навігаційних систем, гіроскопічних систем, систем орієнтації та керування, чутливих елементів гіроінерціальних систем – гіроскопів та акселерометрів, а також проектування літальних апаратів, комплектації та програмування вбудованих систем автоматизації експериментальних досліджень.

Організаційний комітет:

В.В. Сухов, проф.

О.В. Прохорчук, доц.

Б.М. Белоусов, доц.

А.С. Міщук, аспір.

І.М. Барановська, студ.

Відповідальний
редактор

О. В. Збруцький, проф.

Наукове видання

Гіротехнології, навігація, керування рухом та
конструювання авіаційно-космічної техніки

Тези доповідей учасників
XVII науково-технічної конференції
студентів та молодих учених
3-4 лютого 2014 року
м. Київ

ЗМІСТ

АЛІМОВ А.І., ЧАПАЛЮК Б.В., ШНИРА А.В., ДОБРОЛЮБОВА М.В.	8
СИСТЕМА МОНИТОРИНГА 3D-ПРИНТЕРА: ПІДСИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ШВИДКОСТІ ОБЕРТІВ	
АЛТУНЕЛ МУХАММЕТ, ИВАНОВА О.Н.	9
ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЭЛЕКТРОЛИТИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ УГЛА (ЭПУ)	
АФНАСЬЕВ Д., БОНДАРЬ Ю.І.	10
ГЕОКОПТЕР	
БАРАНОВСЬКА І.М., РИЖКОВ Л.М.	10
ІНТЕРАКТИВНА КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛЬ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ МІКРОСУПУТНИКІВ	
БАХТІН Д.М., РИЖКОВ Л.М.	12
АРХІТЕКТУРА ТА ОРГАНІЗАЦІЯ СИСТЕМИ ОБРОБКИ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА	
БЕРЕГОВИЙ К. В., БОГОМАЗОВ С. А.	13
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНІ СИСТЕМИ ЗБОРУ ДАНИХ НА БАЗІ МІКРОКОНВЕРТОРІВ	
БОГУНЕНКО О.В., ІВАНОВ С.В.	14
МЕТОД КЕРУВАННЯ ВОЛОКОННИМ ІНТЕРФЕРОМЕТРОМ З ПРЯМИМ ПЕРЕТВОРЕННЯМ	
БОКАЧ М.В., СУХОВ В.В.	15
ТЕХНОЛОГІЯ ЗБІРКИ ЦЕНТРОПЛАНУ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА	
БОНДАРЕНКО М.С., ШУРПАЧ С.А.	16
ДОСЛІДЖЕННЯ ПРИНЦИПІВ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМНО – ОРІЄНТОВАНОГО КАЛІБРАТОРА ПОТУЖНОСТІ	
БРУНАРСЬКИЙ М.В., ГОДУН В.С., ДОБРОЛЮБОВА М.В.	18
АВТОМАТИЧНИЙ КОМПАРАТОР ІМПЕДАНСІВ	
ВАДАСЬКИЙ Я.В., ЗБРУЦЬКИЙ О.В.	19
ВІДПРАЦЮВАННЯ АЛГОРИТМІВ ТА БЛОКІВ КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ	
ВОЙТЕНКО М.В., ЗІНЧЕНКО В.П.	20
РОЗРОБКА СИСТЕМИ ВИМІРЮВАННЯ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУР	
ГАВАЗА О.Ю., МАСЬКО О.М.	21
ІНЖЕНЕРНІ МЕТОДИ РОЗРАХУНКУ ВНУТРІШНІХСИЛОВИХ ФАКТОРІВ ДЛЯ БАГАТО ОПОРНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ	
ГРЕБЕННИКОВ Є.О., ЛЕМКО О.Л.	22
МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЛЬОТНО –ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА МОДУЛЬНОЇ КОНСТРУКЦІЇ.	
ГРИБАНОВ І.О., БОГОМАЗОВ С.А.	23
ОРГАНІЗАЦІЯ СИСТЕМ ВІДДАЛЕНОГО ЗБОРУ ДАНИХ НА БАЗІ ВБУДОВАНИХ JAVA МОДУЛІВ	

ГРИНЧУК М.В.	24
КЛАСИФІКАЦІЯ МЕТОДІВ ВИМІРЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ ПОТОКІВ	
ДАТСЬКИХ М.І.	25
БЛОК УПРАВЛІННЯ ТА КОНТРОЛЮ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА БУК -500	
ДИКИЙ Д.А., БОНДАР Ю.І.	27
КОНСОЛЬНА ЧАСТИНА КРИЛА РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА	
ЕРМАКОВ Д.В., СИНЕНКО А.П., ШУРПАЧ С.А.	27
ЄМНІСНІ ПЕРЕТВОРЮВАЧІ. НОВІ ПЕРСПЕКТИВИ	
ЗАВАЛЬНА О.С., ПОПОВ В.В.	29
АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА	
ЗАРНИЦЬКИЙ О.А. , БОНДАР Ю.І.	30
МОТОГОНДОЛА ДВИГУНА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА	
ІВАХА Ф.О., МАРИНИЧ Ю.М.	31
НЕПРИРИВНИЙ ЧАСТОТОМІР ДЛЯ ДВИГУНА-МАХОВИКА	
ІВАХНЮК Д.Є., БОНДАРЕНКО О.М.	32
МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УДАРНОГО ЗАХИСТУ ДАТЧИКА КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ	
Казак А. Г., Мариношенко О. П.	33
ІДЕНТИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ БОКОВОГО РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	
КЛОЧКОВ Є.Є., БОРИСОВ В.В.	34
СЕРЕДНЯ ЧАСТИНА ФЮЗЕЛЯЖУ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА	
КОЗЕЙ Я.С., СУХОВ В.В.	35
ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ БПЛА НА СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТАХ	
КОНОВАЛЕНКО М.Ю., МАРИНОШЕНКО О. П.	36
МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВИХРОВОГО РУХУ РІДИНИ ПО ТОРОЇДНІЙ ТРАЕКТОРІЇ	
КОРОЛЬ І.В.	37
МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ФОКУСУ ПО УЦТЦ АТАКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З АЕРОСТАТИЧНОЮ ПІДТРИМКОЮ	
КРАВЧЕНКО І.Р., ВІРЧЕНКО Г.А.	38
АВТОМАТИЗОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ КЕСОНА КРИЛА ЛІТАКА	
КУЧЕР Д.Є., ПОПОВ В.В.	39
СИНТЕЗ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БОКОВИМ РУХОМ ЛІТАКА	
КУШНІРЕНКО Є.О., ЛЕМКО О.Л.	40
АЕРОДИНАМІЧНИЙ ВИГЛЯД ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА СХЕМИ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО» ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ	
ЛАВРЕНТЬЄВ А.А., ЗІНЧЕНКО Д.М.	41
КРИЛО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА	

ЛЕМЕШКО А. К. ЗІНЧЕНКО Д. М.	42
КРИЛО ЛІТАКА З АЛЬТЕРНАТИВНОЮ СИСТЕМОЮ ПРОТИЗЛЕДЕНІННЯ	
ЛУКАВИЙ А. М., МЕЛАЩЕНКО О.М., РИЖКОВ Л. М.	43
ОЦІНЮВАННЯ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА ЕЛІПСОЇДАЛЬНИМ ФІЛЬТРОМ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ТА ШУМІВ ВИМІРЮВАННЯ	
ЛУЧКО І.В., СУХОВ В.В.	44
АВТОЖИР – ПЕРСПЕКТИВНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ	
МАЛЬЦЕВ В.Л.	45
СТАБІЛІЗАТОР ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА	
МАСЬКО О.М., ЯНКОВ С.О.	45
ПУСКОВІ УСТАНОВКИ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ: СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВНІ НАПРЯМКИ ДОСЛІДЖЕННЯ	
МОЛОДЧИК О.Д., КОРОЛЬ І.В.	46
ОЦІНКА АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВІДСІКУ КРИЛА ЧИСЕЛЬНИМ МЕТОДОМ З УРАХУВАННЯМ В'ЯЗКОСТІ	
МОСТОВЕНКО М.М., ЗБРУЦЬКИЙ О.В.	47
СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МОНОКОПТЕРА З ЗАДАНОЮ ТОЧНІСТЮ НЕЗАЛЕЖНО ВІД ЗБУРЕНЬ	
НЕЧИПОРЕНКО О. М., ЛЄБЄДЄВ К.А.	49
СИСТЕМА АВТОМАТИЗОВАНОГО КОНТРОЛЮ БАРОМЕТРИЧНИХ ВИСОТОМІРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	
ОЖОГ М.В., РИЖКОВ Л.М.	50
ПРОВЕДЕННЯ НАПІВНАТУРНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ ЗІ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОДНОВІСНОГО МАКЕТУ МІКРОСУПУТНИКА ПО ЗАДАНОМУ СИГНАЛУ КЕРУВАННЯ	
ОЛІЙНИК Є.М., РИЖКОВ Л.М.	52
ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА НА ОСНОВІ ІНФОРМАЦІЇ З GPS	
ПАЗИНИЧ Д.С., ІВАНОВ С.В.	52
ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВОЛОКОННО-ОПТИЧНОГО ГІРОСКОПА	
ПАРФЕНТІЄВ Ю.О., БОНДАР Ю.І.	53
ЛІТАК КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ	
ПАСІЧНИК Д.Д., ВІРЧЕНКО Г.А., НЕЗЕНКО А.Й.	54
ОСОБЛИВОСТІ НІВЕЛЮВАННЯ ЛІТАКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЛАЗЕРНОЇ КООРДИНАТНО-ВИМІРЮВАЛЬНОЇ МАШИНИ	
ПЕТЛЯШЕНКО А.В., СУХОВ В.В.	55
ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ АТМОСФЕРИ ПОЖЕЖІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	
ПІКЄНІН О. О., ПРОХОРЧУК О. В.	56
ПІДВИЩЕННЯ ІНФОРМАТИВНОСТІ БАГАТОСПЕКТРАЛЬНИХ ЗОБРАЖЕНЬ ДЛЯ ЗАДАЧ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ	

ПОНОМАРЕНКО Д.В., ПОПОВ В.В.	57
АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ БОКОВИМ РУХОМ ЛІТАКА ПРИ ПОЛЬОТІ В ЗАДАНУ ТОЧКУ	
ПУЛАВА О.В., КРИВОХАТЬКО І.С.	59
ОЦІНКА АЕРОДИНАМІЧНИХ І МІЦНІСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА ТЕЛЕСКОПІЧНОГО КРИЛА	
РУДАКОВА А.Ю., МАРИНОШЕНКО О.П.	60
ІДЕНТИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОВЗДОВЖНЬОГО РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	
РУСАВСЬКИЙ А.В., ЗІНЧЕНКО Д.М.	61
ФОРМУВАННЯ АЛГОРИТМУ ЗЛЕТУ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ПОНИЖЕНИХ РЕЖИМАХ РОБОТИ РУШІЯ	
СЕМЕХА А.О., МАРИНОШЕНКО О.П., КОЛЕСНІЧЕНКО В.Б.	62
МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТА ВЕРИФІКАЦІЇ МІЦНОСТІ КРИЛА НАДЛЕГКОГО ЛІТАКА З ГНУЧКОЮ ОБШИВКОЮ	
СИНЕНКО А.П., ЄРМАКОВ Д.В., ШУРПАЧ С.А.	63
СИСТЕМНО-ОРІЄНТОВАНИЙ ПРИЛАД ВИМІРЮВАННЯ РІВНЯ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ ЗАВАД В ПРОМИСЛОВІЙ МЕРЕЖІ	
СІКАН О. П., ЗБРУЦЬКИЙ О. В.	65
МЕТОДИКА ПРОЕКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ ТА ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНОГО МОНОКОПТЕРА	
СЛАБУХІН І.С., ІВАНОВ С.В.	66
ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ НА ОСНОВІ КІЛЬЦЕВОГО ЛАЗЕРНОГО ГІРОСКОПА	
СОЛОП Д.О., БОГОМАЗОВ С.А.	67
РОЗРОБКА СИСТЕМИ ЗБОРУ ДАНИХ НА ОСНОВІ ПРОТОКОЛУ MQTT І RESTFUL ВЕБ-СЕРВІСУ	
СУГАК Д. В., МАРИНОШЕНКО О. П.	68
СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ГРУПОЮ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	
ТЕРЬОХІН С. В., ЧЕРНЯК М. Г.	69
ВИЗНАЧЕННЯ НЕЛІНІЙНОЇ МЕТРОЛОГІЧНОЇ МОДЕЛІ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА	
ТИТЕНКО М.О., ЗІНЧЕНКО В.П.	70
ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ЗБОРУ ТА ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ, РОЗПОДІЛЕННЯ ТИСКУ НА МОДЕЛІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	
ТІХОН В.О., СУХОВ. В.В.	71
ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ СТРУКТУРИ МАТЕРІАЛУ ІЗ КМ НА РЕОЛОГІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ ПАНЕЛІ КРИЛА	
ТРУНОВ В. Ю., БОНДАРЕНКО О.М.	72
ОТРИМАННЯ ФУНКЦІЇ ПЕРЕТВОРЕННЯ КОРІОЛІСОВОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА З СИЛОВИМ ЗРІВНОВАЖУВАННЯМ	
ХАЧАТРЯН Р.Г., ВІРЧЕНКО Г.А.	74
КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БАЗОВОЇ ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА ЛІТАКА	
ХОМЕНКО О.В., БУРНАШЕВ В.В.	75
СИНТЕЗ АЛГОРИТМІВ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ЗАХОДОМ НА ПОСАДКУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА	



ХОТАБ А.В., БУРНАШЕВ В.В.	76
АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ВІДХОДОМ НА ДРУГЕ КОЛО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА	
ЧАПАЛЮК Б.В., ШНИРА А.В., АЛІМОВ А.І., ДОБРОЛЮБОВА М.В.	78
СИСТЕМА МОНІТОРИНГА 3D-ПРИНТЕРА: ПІДСИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ПЕРЕМІЩЕННЯ	
ШЕВЧЕНКО О. В., БАЛАБАНОВА Т.В.	79
ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ІНТЕГРАЦІЇ (ОБ'ЄДНАННЯ) МЕТОДУ ВУЗЛОВОЇ КОНДЕНСАЦІЇ ТА ПАКЕТУ СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ	
ШМОРГУН Д.М., ГАВРИЛЕНКО В.В.	80
КІЛЬ СЕРЕДНЬО-МАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА	
ШНИРА А.В., ЧАПАЛЮК Б.В., АЛІМОВ А.І., ДОБРОЛЮБОВА М.В.	81
СИСТЕМА МОНІТОРИНГА 3D-ПРИНТЕРА: ПІДСИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ	
ЯКОБНЮК В. Ю., РИЖКОВ Л. М.	83
АРХІТЕКТУРА БОРТОВОЇ СИСТЕМИ РАДІОЗВ'ЯЗКУ НАНОСУПУНИКА	
ЯКОБНЮК В.Ю., ТКАЧОВ С.Ю.	84
РОЗРОБКА ТА СТВОРЕННЯ МАЛОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ТИПУ КВАДРОКОПТЕР	

УДК 621.3.087.4

Алімов А.І., Чапалюк Б.В., Шнира А.В., Добролюбова М.В.

СИСТЕМА МОНІТОРИНГА 3D-ПРИНТЕРА: ПІДСИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ШВИДКОСТІ ОБЕРТІВ

В наш час важко знайти людину яка б не мала уявлення про такі пристрої як персональний комп'ютер, телефон, принтер, сканер або флешка.

Але не всі зможуть додати до цього списку так званий 3D-принтер. Цей пристрій з'явився в широкому ужитку досить недавно, але стрімко набирає популярності та завойовує увагу користувачів. Що ж саме так зацікавило людей? Найперше, це новітня технологія. Тому що друкувати щось не на папері, а в трьохмірному просторі, є дійсно вражаючим фактором. А саме це і можна зробити за допомогою 3D-принтера. Можливість створювати абсолютно любі фігури, з таких матеріалів як пластик, метал або людські тканини ставить його зовсім на інший рівень в ієрархії пристроїв. Ця річ є незамінним помічником в багатьох сферах життєдіяльності. Завдяки своїй технології пошарового створення об'єкта, 3D-принтер надає можливість точного копіювання, або навіть «клонування» предметів. Тому відпадає проблема низького рівня якості внутрішньої поверхні створеного об'єкта.

Величезним плюсом такого приладу є те, що для створення того чи іншого об'єкта не потрібні спеціальні знання. Лише уява, персональний комп'ютер та «миша» - необхідно створити модель на екрані, а все інше зробить 3D-принтер. Процес печаті є відкритим, так що можна з легкістю за ним спостерігати та виявити помилки, якщо такі є.

Отже об'єктом дослідження в даній роботі є 3D-принтер. Предмет дослідження – підсистема вимірювання швидкості обертів. Мета дослідження – виявлення впливу швидкості обертів каретки на точність друку моделі 3D-принтером.

Для вимірювання використовується датчик Ultrasonic HC-SR04, з діапазоном вимірювання 0-2 м. Такий датчик використовується в зв'язку з маленькою похибкою при зазначених відстанях.

Датчик генерує сигнал, а вмонтований в цей же корпус приймач фіксує хвилі відбиті від різних перешкод. Потім прилад аналізує часовий інтервал між двома «подіями» та видає дані про відстань у вигляді цифрового запису на дисплеї. Відстань до перешкоди дорівнює половині добутку швидкості ультразвуку в середовищі на час між посилюючою та прийомом сигналу. Добуток ділиться навпіл, тому що ультразвук проходить подвійний шлях. Сенсорний вузол такого дальноміру являє собою різновид класичного імпульсного локатору. Мікроконтролер з інтервалом в 100 мс формує стартовий імпульс, що запускає формувач імпульсів, який, у свою чергу, виробляє пучок імпульсів з частотою 40 кГц і тривалістю 40 мкс. Одночасно запускається 16-бітний лічильник часу. Випромінений

ультразвуковий сигнал відбивається від об'єкта та повертається назад. Фронт першого прийнятого імпульсу зупиняє лічильник і формує сигнал закінчення циклу вимірювання. При надходженні цього сигналу зчитується значення, накопичене в лічильнику, яке пропорційне часу розповсюдження звукової хвилі. Поділивши його на відповідний ділянок, можна знайти відстань до предмету, від якого звукова хвиля була відбита. Ділянок вибирається за допомогою вбудованого АЦП мікроконтролера, який перетворює вхідну напругу в 10-бітні цифрові дані.

Таким чином, підсистема, що розробляється, надасть можливість ще на стадії проектування усунути ряд недоліків необхідної моделі та забезпечити якомога більшу точність кінцевого продукту виробництва. Особливо актуальним може виявитися використання даної підсистеми при малих обсягах виробництва.

УДК 537.311.32:532

Алтунел Мухаммет, Иванова О.Н.

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЭЛЕКТРОЛИТИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ УГЛА (ЭПУ)

Объектом исследования является широко применяемый в гироскопических системах электролитический преобразователь угла (ЭПУ) типа ДЖМ (датчик жидкостный маятниковый).

Устройства подобного типа обладают рядом положительных качеств, в частности: высокой чувствительностью, отсутствием зоны застоя и момента обратного действия, малыми габаритами и сравнительной простотой конструкцией.

Однако теория расчета ДЖМ до настоящего времени не разработана, также отсутствует теоретическое описание электромеханических процессов.

Практический интерес представляет функционирование ЭПУ, помещенного на подвижном основании, когда при поступательной вибрации основания работоспособность преобразователя существенно нарушается из-за появления параметрических колебаний пузырька.

В сообщении предпринята попытка аналитического описания происходящих в этом случае механических явлений посредством применения модели перевернутого математического маятника на вибрирующем основании.

Получены оценки характеристик параметрических колебаний пузырька, а также приближенная оценка его присоединенной массы.

Результаты будут интересны специалистам, работающим в этой области.

УДК 531.383.14**Афанасьєв Д., Бондарь Ю.І.****ГЕОКОПТЕР**

З кожним роком збільшується кількість розробок спрямованих на винахід транспортного засобу, який зможе з достатньою швидкістю пересуватись як повітрям так і по землі. Створення БПЛА такого типу зумовлене постійним збільшенням спектру задач, які вирішуються цими апаратами. Одною з таких задач є доставка вантажів як повітрям, так і по землі. В подальшому, розробка такого апарату може бути використана для транспортування вантажів та людей в умовах сучасного міста. Це зумовлено постійним збільшенням кількості автомобілів, яким вже важко пересуватись, через велику кількість затор.

Встановлення на апараті типу "квадрокоптер" або "мультикоптер" коліс для наземного пересування має велику кількість переваг і недоліків. Переваги: апарат може виконувати більше робіт. Недоліки: збільшення маси, обмеження габаритів конструкції та окремих деталей. Дослідження варіантів встановлення коліс є метою даної роботи. Розглянуто колеса більшого та меншого діаметру, ніж діаметр гвинтів. Досліджено вплив коліс різної конструкції на вагову ефективність апарату. Показано взаємозв'язок компоновки коліс та габаритів гвинтової системи.

Досліджені різні види трансмісії, що передає обертовий момент на вісь колеса. У роботі показана залежність масово-габаритної компоновки геокоптера від виду трансмісії. Проведено порівняльний аналіз двох схем компоновки та дана їх характеристика.

Такі апарати можна застосовувати в умовах транспортних обмежень, коли вантаж необхідно перемістити по землі та повітрям без процедури перевантаження з одного транспортного засобу на інший, наприклад, літак-машина та навпаки. Геокоптер не потребує спеціально оснащених майданчиків для зльоту та посадки, у разі поганих погодних умов можуть пересуватись землею.

УДК 629.783.02**Барановська І.М., Рижков Л.М.****ІНТЕРАКТИВНА КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛЬ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ МІКРОСУПУТНИКІВ**

В теперішній час при проектуванні мікросупутників використовуються досить складні моделі систем керування супутників, в яких використовуються фільтри Калмана, спостерігачі Луенбергера, ПД-регулятори та ін. Дана обставина суттєво ускладнює теоретичний аналіз, внаслідок чого актуальною стає розробка інтерактивних комп'ютерних

моделей систем керування мікросупутників, які суттєво спрощують і прискорюють процес аналізу і синтезу систем керування.

У доповіді розглядається розроблена в системі Matlab - GUI інтерактивна комп'ютерна модель, зображена на рис.1. Дана модель дозволяє в діалоговому режимі проводити моделювання системи з урахуванням досить складних алгоритмів обробки інформації. Візуалізація результатів моделювання суттєво спрощує і полегшує аналіз отримуваних результатів.

Моделі динаміки і кінематики мікросупутника зображені на рис.2.

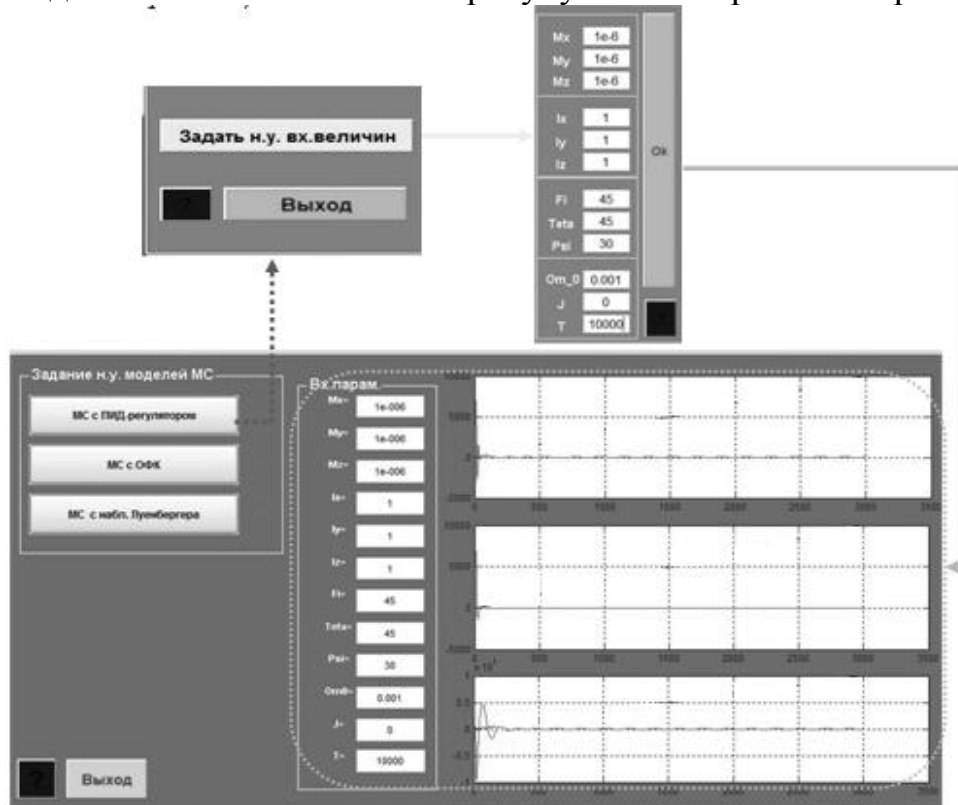


Рис. 1 Інтерактивна комп'ютерна модель для моделювання мікросупутників

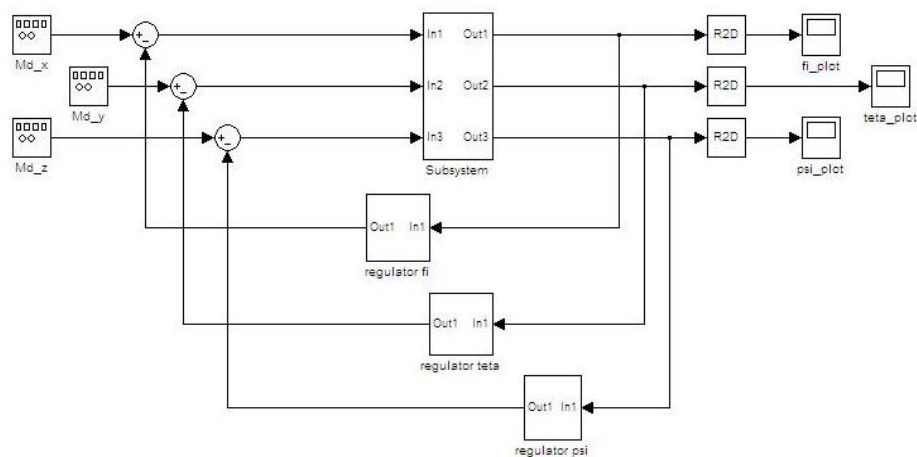


Рис. 2 Модель мікросупутника з ПІД-регулятором

Головна увага була приділена аналізу точності визначення орієнтації мікросупутника в просторі. З цією метою виконаний аналіз впливу інструментальних похибок вимірювачів на точність визначення орієнтації мікросупутника.

Проведений аналіз інструментальних похибок алгоритму визначення орієнтації TRIAD і запропоновані його модифікації, а також точність системи орієнтації мікросупутника в цілому (з урахуванням його динаміки).

УДК 621.396:621.372

Бахтін Д.М., Рижков Л.М.

АРХІТЕКТУРА ТА ОРГАНІЗАЦІЯ СИСТЕМИ ОБРОБКИ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА

В результаті роботи на основі досліджень стандартів обміну інформацією між навігаційними пристроями, паспортних даних та електричних схем приймача АН-4706, проаналізована можливість застосування запропонованої структури апаратно-програмного комплексу, яка може забезпечити:

- визначення навігаційних параметрів мікросупутника з точністю на 10..30% вищою, ніж в інших системах навігації, що застосовуються в мікросупутниках.
- вищу завадостійкість, що реалізована за рахунок роздільних трактів прийому сигналів СНС ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR.
- зменшення ваги та розмірів бортової складової системи. Розрахункова вага становить не більше 100г, розрахункові габаритні характеристики не більше 100x100x25 мм.
- зменшення енерговитрат. Приймач має режим енергозбереження, який автоматично вмикається при наявності альманахів.

За рахунок прийому сигналів окремо з двох СНС точність приймача, а, відповідно, і точність визначення навігаційних параметрів, порівняно вища на (10÷30)% , ніж у інших навігаційних системах, що встановлені в мікросупутниках та безпілотних літальних апаратах (БПЛА), де використовуються приймачі лише СНС GPS NAVSTAR, для яких характерне значне енергоспоживання та габаритні розміри.

Система обробки навігаційної інформації мікросупутника (СОНІМ) використовується для визначення, реєстрації та обробки навігаційної інформації з метою визначення положення мікросупутника відносно Землі та подальшої передачі цієї інформації для виконання покладених на мікросупутник завдань.

Умовно СОНІМ можна розділити на бортову (прилади, що знаходяться на борту мікросупутника) та не бортову складові (технічне та програмне забезпечення, що працює на Землі).

Дослідивши доступні на сьогоднішній день приймачі СНС, до складу СОНІМ було вирішено включити приймач АН-4706, що приймає сигнали СНС ГЛОНАСС, GPS (Global Position System) та сигнали підвищення точності визначення положення. Перевагами цього приймача для використання на борту мікросупутника є: роздільні тракти прийому сигналів СНС ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR, що забезпечує підвищену завадостійкість, якісні вбудовані RAIM алгоритми, які розраховані на низько-динамічні об'єкти, малі габаритні розміри, доступна вартість та вага не більше 15 грамів. АН-4706 має роздільні тракти прийому сигналів СНС ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR. Точність визначення орбітального положення за допомогою цих систем різниться і становить до 10 м для GPS та до 2 м – у випадку використання сумісно СНС ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR.

Основними складовими СОНІМ є: приймач радіочастот (RF-приймач), навігаційний процесор, RF-антена, додаткові елементи, що забезпечують функціонування: вихід послідовного інтерфейсу для передачі інформації RS-232, програмне забезпечення (ПЗ) для відображення навігаційної інформації тощо.

Задача визначення навігаційних параметрів мікросупутника є актуальною в наш час у зв'язку з активним розвитком галузі супутникобудування, та використання мікросупутників для виконання господарських та підприємницьких завдань.

Отримані результати роботи будуть застосовані для створення та подальших експериментальних досліджень системи обробки навігаційної інформації мікросупутника.

УДК 681.3.06

Береговий К. В., Богомазов С. А.

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНІ СИСТЕМИ ЗБОРУ ДАНИХ НА БАЗІ МІКРОКОНВЕРТОРІВ

Удосконалення сучасних електронних пристроїв обумовлено, в першу чергу, високими темпами розвитку мікроелектроніки. Безперервне зниження вартості мікропроцесорних елементів і стрімке зростання їх функціональних можливостей дозволяють вбудовувати ці чіпи в усе менші за розмірами виробі. Саме із зміною елементної бази електронних пристроїв обробки сигналів для первинних перетворювачів пов'язана поява нового покоління датчиків, які одержали назву - інтелектуальні датчики.

Роботи з інтелектуалізації датчиків ведуться досить широко. Задача виробників датчиків і контрольно-керуючої апаратури полягає у розробці

відповідної інструментальної бази, що забезпечує впровадження нових сенсорних технологій. Прикладом такої діяльності сьогодні є зусилля груп розробників стандартів IEEE 1451. Робота ведеться в рамках інституту IEEE і NIST і націлена на розповсюдження інтелектуальних перетворювачів і спрощення їх інтеграції.

Особливість стандартів групи IEEE 1451 полягає в можливості «plug-and-play» в модулі датчика, яка досягається через «електронну специфікацію» (electronic data sheet). Вона визначає цифровий інтерфейс для доступу до цих специфікацій, можливість одержання даних сенсора і керування виконавчими пристроями. Для доступу до електронних специфікацій датчика (Transducer electronic data sheet - TEDS) та обміну інформацією з датчиками стандартом визначено набір функцій. Спроби розробників зменшити складність систем збору даних зазвичай полягали у спрощенні зв'язку між різними мережами і датчиками. При цьому важливо забезпечити стандартний інтерфейс для з'єднання датчиків з мікроконверторами, і мікроконверторів з мережами.

Було створено апаратно-програмний комплекс для побудови мікроконверторних мереж віртуальних інтелектуальних сенсорів стандартів групи IEEE 1451 з підтримкою вбудованих Java-машин та спеціалізованих Web-технологій.

Було розроблено типові технічні рішення для створення платформенно-незалежних апаратно-програмних засобів на основі вбудованих віртуальних Java-машин та спеціалізованих Web-протоколів для розподілених мікроконверторних інформаційно-обчислювальних систем для збору та обробки даних з віддаленим інтернет доступом.

Побудова системи на базі віртуальних мереж віртуальних інтелектуальних сенсорів за стандартами IEEE 1451 на основі вбудованих технологій Java та інфраструктурних Web-протоколів забезпечила можливість реконфігурації та функціональної перебудови системи у випадку виникнення часткових відмов, уніфікацію та модульність апаратно-програмних засобів, спрощення компоновки та модернізації системи, можливість максимального використання комерційних серійних розробок промислового призначення.

УДК 621.373.826.038.823

Богуненко О.В., Іванов С.В.

МЕТОД КЕРУВАННЯ ВОЛОКОННИМ ІНТЕРФЕРОМЕТРОМ З ПРЯМИМ ПЕРЕТВОРЕННЯМ

Інтерес провідних фірм в області навігації до оптичного гіроскопу базується на його потенційних можливостях застосування як чутливого елемента обертання в інерційних системах навігації, керування й

стабілізації. Цей прилад у ряді випадків може повністю замінити складні дорогі електромеханічні гіроскопи. На сьогоднішній день використовуються дві основні структурні схеми побудови волоконно-оптичних гіроскопів: з прямим перетворенням (open-loop operation) і замкнутим контуром зворотного зв'язку (closed-loop operation). До переваг гіроскопів з прямим перетворенням відносять малі габарити, низьке енергоспоживання і вартість, до недоліків – не лінійність сигналу на виході гіроскопа та залежність вихідного сигналу від температури.

Для багатьох прикладних задач необхідні датчики для вимірювання кутових швидкостей в широкому діапазоні ($0 \dots \pm 600$) град/с з точністю (1..3) град/год. при мінімальних габаритах. Використання волоконно-оптичних гіроскопів з прямим перетворенням являється перспективним для успішного їх розв'язання. Для оптимізації вихідних характеристик гіроскопу в процесі розробки необхідне не тільки визначення конструктивних параметрів і вибір елементів інтерферометра, але й важливо застосувати підходящий метод керування фазовим модулятором, який забезпечить задані вимоги до приладу.

Дослідження впливу методів керування фазовим модулятором на діапазон вимірюваних швидкостей і точність кутових переміщень являється актуальною задачею.

Практична цінність роботи полягає в тому, що її результати можна використовувати під час проектування сучасних безплатформних систем орієнтації. Основною метою нашої роботи є дослідження та використання цифрового методу обробки інформації для підвищення точності ВОГ.

УДК 621.717

Бокач М.В., Сухов В.В.

ТЕХНОЛОГІЯ ЗБІРКИ ЦЕНТРОПЛАНУ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

В даний час одним з головних елементів продуктивного процесу виготовлення авіаційної техніки вважається складальне виробництво. Особливістю якого є: багато детальність конструкції, а також велика різноманітність застосовуваних конструкційних матеріалів та високі вимоги до точності збірки. Це призводить до збільшення кількості оснащення, ускладнюється планування, контроль і облік складальних робіт.

Метою даної роботи є технологічна підготовка складального виробництва центроплану транспортного літака.

Центроплан габаритом $5 \times 0.75 \times 1.6$ м, включає в себе близько 1100 деталей, габарити яких змінюються від 30 до 5000 міліметрів, а маса – від 0.1 до 200 кг.

Для зменшення ваги центроплану в роботі була запропонована заміна монолітних панелі з алюмінієвих матеріалів на панелі з композитних

матеріалів. Можливість використання таких панелей підтверджена розрахунками на міцність методом МКЄ.

Збірка конструкції центроплану реалізовувалась по технології та оснащенню розроблених в роботі. Особливість технології – забезпечення позиціонування деталей в конструкції з необхідною точністю і в певній послідовності. Особливість оснащення – забезпечення точності складання по контуру ± 1 мм.

Розробку технології було розпочато зі створення схеми конструктивно-технологічного членування. В результаті було запропоновано послідовність проведення збірки центроплан, основні методи і засоби ведення технологічного процесу.

Цей крок дав змогу суттєво скоротити цикл збірки на 10% і витрати на виготовлення збірного обладнання на 5%, а також підвищити якість збірки.

УДК 681.5.08

Бондаренко М.С., Шурпач С.А.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРИНЦИПІВ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМНО – ОРІЄНТОВАНОГО КАЛІБРАТОРА ПОТУЖНОСТІ

На сьогоднішній день споживання електроенергії грає велику роль у життєдіяльності людини. І розрахунок за цю послугу здійснюється відповідно до показань приборів обліку електроенергії – електричних лічильників. Тому необхідність калібрування цих лічильників набуває особливої важливості при визначенні кількості і якості електроенергії. В даний час існує величезний вибір приладів обліку. Кожен з них має свої особливі характеристики, різний набір функціональних можливостей.

Найпоширеніший метод калібрування полягає у створенні визначених рівнів потужності, і подальшого їх порівняння з потужністю, виміряною за допомогою системи обліку.

Зазвичай повірка лічильників здійснюється територіальним органом Держспоживстандарту на спеціальних повірочних станціях. Цей процес вимагає вилучення прибору обліку електроенергії та займає певний час. Тому оптимальним рішенням є створення переносного калібратора потужності, що буде здійснювати порівняння спожитої електроенергії з робочим еталоном. Та найголовнішою перевагою даного пристрою є те, що електроенергія використана на повірку лічильника, повертається в мережу. Таким чином, перевірка лічильника здійснюється без втрат електроенергії.

Дослідження процесу вливання електроенергії в мережу виявило дві основні проблеми, що заважають успішній реалізації:

- Потрібно створити сигнал, що повністю повторює сигнал мережі;
- Уникнення зсуву фаз між напругою і струмом.

Основна формула вимірювання потужності має вигляд:

$$P = U \cdot I \cdot \cos \varphi,$$

де P – вимірювана потужність,

φ – кут зсуву фаз між струмом I та напругою U .

Тому калібратор потужності також повинен містити канал вимірювання струму, напруги та кута зсуву фаз між ними.

Використовуючи схему, зображену на рис.1 можна визначити зсув фази між струмом і напругою.

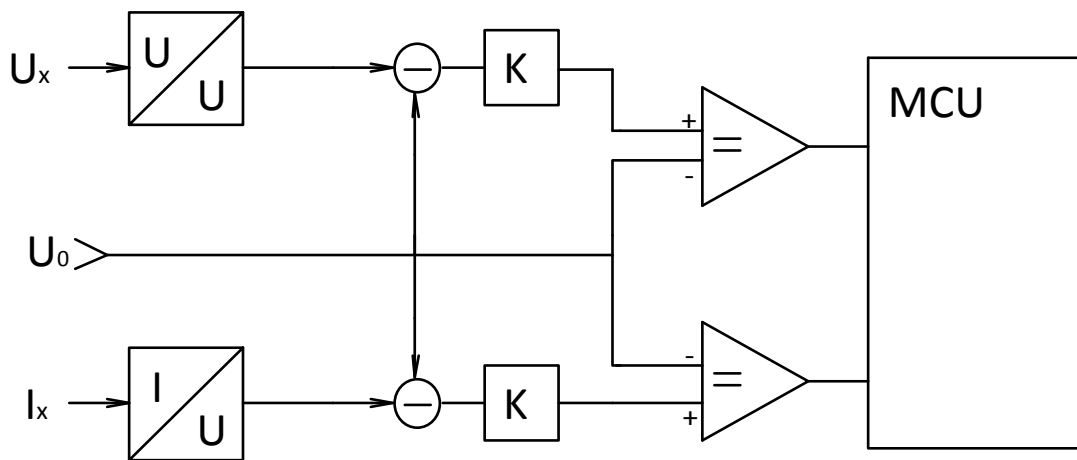


Рис.1 Схема визначення зсуву фази за допомогою компараторів

Дана схема описується наступною формулою

$$(U_x \cdot \sin \omega t - U_0) \cdot K = U_0 + \delta_{\text{комп}}, \quad (1.1)$$

де U_x – вхідна напруга;

K – коефіцієнт підсилення;

U_0 – опорна напруга;

$\delta_{\text{комп}}$ – зміщення компаратора.

Виходячи з формули 1.2 можемо зробити висновок, що похибка компаратора залежить від коефіцієнта підсилення:

$$U_x \cdot \sin \omega t = U_0 \left[1 + \frac{1 + \delta_{\text{комп}}}{K} \right] \quad (1.2)$$

Використання такого методу побудови калібратора потужності дозволить:

- знизити втрати електроенергії;

- підвищити точність та надійність результатів перевірки;
- зручний контроль роботи лічильників електроенергії.

Перелічені фактори є дуже важливими сьогодні, оскільки вирішують гостру для електроенергетики проблему обліку електроенергії.

УДК 621.317.33.001

Брунарський М.В., Годун В.С., Добролюбова М.В. АВТОМАТИЧНИЙ КОМПАРАТОР ІМПЕДАНСІВ

Високі темпи розвитку наноелектроніки та мікросенсоріки, інтенсивні впровадження новітніх технологій в енергетиці, створення композиційних матеріалів і полімерів вимагають від держави вдосконалення існуючої та створення нової еталонної бази параметрів імпедансу. Так в національних метрологічних інститутах розвинених держав світу, таких як NIST (США), PTB (Німеччина), BIPM (Франція), NPL (Великобританія), ВНИИМ (Росія) тощо для збереження і відтворення одиниць комплексного опору з найвищою точністю створені перехресні розрахункові конденсатори і резистивні еталони на основі квантового ефекту Холла.

Традиційно порівняння параметрів еталонних мір імпедансу, відтворення одиниць цих параметрів і передача їх розміру проводиться за допомогою комплексу дуже складних і різноманітних за конструкцією ручних мостів змінного струму. Автоматизація процесу вимірювання полегшує та прискорює цей процес.

Повна автоматичність прецизійного компаратору імпедансів. Розширення діапазонів вимірювання.

Сучасний розвиток електроніки в цілому став невід'ємною частиною розвитку імпедансів в країнах по всьому світу. На сьогоднішній день в Україні експлуатується 5 робочих еталонів тангенса кута втрат (ТКВ), а також більше ніж 150 мостів змінного струму 1-го розряду. Метрологічну атестацію до недавнього часу необхідно було проводити закордоном, так як Україна не мала власного державного еталону електричної ємності (ЕЄ) та ТКВ. Тобто відсутність в державі власного Державного еталона ЕЄ і ТКВ призводить до великих витрат, та зниження рівня вимірювань. Відомо, що Україна є потужною країною, з розвиненою електронною промисловістю, приладобудуванням, зв'язком, наукою, тому стає зрозумілим, що нормальна робота в усіх цих галузях діяльності неможлива без повноцінного метрологічного забезпечення. Застосування автоматичного обладнання може значно спростити процеси вимірювання імпедансу, покращити їх метрологічне забезпечення.

Вважаючи, що необхідно забезпечити автоматичність компаратору, то будується модуль синхронних детекторів і генератор квадратурних напруг на основі цифро-аналогових перетворювачів (ЦАП), які керуються

відповідними мікроконтролерами. Компаратор підключається до персонального комп'ютеру і в результаті отримуємо швидкодіючий автоматизований процес вимірювання, в порівнянні з ручними мостами.

УДК 531731

Вадаський Я.В., Збруцький О.В.

ВІДПРАЦЮВАННЯ АЛГОРИТМІВ ТА БЛОКІВ КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

Роторкрафт є експериментальним безпілотним літальним апаратом з вертикальним зльотом та посадкою. За функціональним призначенням він може використовуватися для спостереження та розвідки. Тривалість польоту – 11 хвилин в режимі зависання та 3 хвилини в режимі зльоту, вага -1.5 кг.

У процесі порівняння характеристик різних типів акумуляторних батарей був вибраний оптимальний для нашого апарату елемент живлення (літій-іонна батарея). Літій-іонні батареї найкраще підходять для малої безпілотної авіації, маючи швидку зарядку, найбільшу струмовіддачу, та їх зовсім невеликі габарити порівняно з їхніми аналогами.

Літій-полімерні акумулятори при однаковій вазі перевершують по енергоємності NiCd в 4-5 разів, NiMH в 3-4 рази. Кількість робочих циклів 50, при розрядних струмах в 2С до втрати місткості в 20%(для порівняння - у NiCd - 100 циклів, у NiMH – 80). У порівнянні з іншими типами акумуляторів LiPo мають більш високу питому місткість і струмовіддачу, що особливо важливо для авіамоделей. В якості силових акумуляторів зазвичай використовуються тільки Літій Полімерні акумулятори, оскільки Літій Іонні не забезпечують великих розрядних струмів.

Апаратно - обчислювальна платформа, яка використовується для безпілотною літального апарату - Arduino. Arduino складається з мікроконтролера Atmega 328P, а також з елементів для програмування та інтеграції з іншими схемами.

Було розраховано енергозабезпечення роторкрафта в різних режимах польоту, та час який він може пролітати в різних режимах. Розроблена функціональна схема, та загальний вигляд роторкрафта.

УДК 535-15**Войтенко М.В., Зінченко В.П.****РОЗРОБКА СИСТЕМИ ВИМІРЮВАННЯ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУР**

Температура є одним з найважливіших параметрів, який необхідний як в наукових дослідженнях, так і в технологічних процесах різних галузей промисловості. Вона дуже часто є основою для подальшого аналізу даних і саме від неї в деяких випадках залежить працездатність і безпека об'єкта, який розробляється.

Зараз існує досить багато рішень для вимірювання температури контактними та безконтактними методами: різні датчики, дистанційні термометри, пристрої зчитування інформації в різних діапазонах. Але, на жаль, всі ці методи дають дуже обмежену кількість інформації. Ми можемо отримати значення параметру тільки в якійсь певній точці і не бачимо загальної картини розподілу температур. У нас немає достатньої кількості відомостей, щоб бути впевненими що наш об'єкт або система не знаходиться в деструктивних умовах. З метою це з'ясувати - була розроблена система вимірювання поля температур заснована на PIV - методі.

Її основу складають вимірювальні канали, які перетворюють отримані значення в необхідне нам графічне представлення. Розглянемо структуру одного з таких каналів. На вході встановлено пірометр з необхідними нам характеристиками. Безконтактним шляхом він отримує значення температури в одній з позицій, перетворює його в напругу і далі, перетворене в цифровий варіант сигналу за допомогою підсилювача і аналого-цифрового перетворювача, воно надходить на індикатор, що мінняє ступінь своєї освітленості, згідно заданої залежності. Всі ці вихідні дані далі передаються по вибраному інтерфейсу на обчислювальний пристрій що використовується, де розміщуються на зображенні відповідно до позицій, звідки вимірювалися параметри. У результаті ми отримуємо картину розподілу температур, яку ми можемо використовувати для будь-яких цілей: визначення джерел перегріву, нагрівання корпусу об'єкта, вплив на навколишнє середовище і т.д. Дана розробка моделювалася в середовищі LabView компанії National Instruments. За рахунок використання широкої бібліотеки графічних та математичних перетворень, комунікацій з апаратурою LabView дозволяє оптимізувати час розробки програми. Графічний інтерфейс середовища полегшує розуміння алгоритму та внесення змін в код. Ці переваги роблять LabView потужним інструментом у руках інженера. Результати даної роботи показують доцільність виконання програми для реалізації PIV - методу так само в середовищі LabView, що буде значно дешевше закордонних аналогічних програм.

Як ми бачимо - у нас є універсальна система для роботи з температурними показниками та їх аналізу. Застосування її можливо в

широких рамках: від медицини до авіабудування. Але існує ряд труднощів, що заважають її розповсюдженню: досить висока вартість деяких елементів системи, деяка складність у використанні. Тобто основне завдання для подальших досліджень цієї розробки - це пошук більш дешевих елементів і створення дружнього інтерфейсу користувача для різних обчислювальних машин, з можливістю використання отриманих даних для подальшого застосування в галузі. Підводячи підсумок, можна з впевненістю сказати, що ця розробка буде досить актуальна та широко поширена.

УДК 629.7.01

Гаваза О.Ю., Масько О.М.

ІНЖЕНЕРНІ МЕТОДИ РОЗРАХУНКУ ВНУТРІШНІХ СИЛОВИХ ФАКТОРІВ ДЛЯ БАГАТО ОПОРНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ

Розрахунок жорсткісних параметрів аеродинамічних поверхонь на етапі попереднього проектування є важливою та відповідальною задачею. За відсутності даних аеродинамічних продувок, розподіл аеродинамічного навантаження по розмаху приймається пропорційно хордам. В такому спрощеному підході зберігається достатня точність та оперативність розрахунків, при цьому аеродинамічну поверхню типу елерон, закриток, руль висоти чи напрямку замінюють умовною балкою з проектною кількістю опор. В більшості довідників по розрахунку приводяться табличні значення внутрішніх силових для двоопорних балок, при цьому аналогічні значення для балок з двома і більше опорами відсутні. Розподіл силових факторів визначається розміщенням опор, інтенсивністю навантаження, тому для типових схем можливо розробити стандартну таблицю та розрахунковий модуль по визначенні внутрішніх силових факторів для погонного навантаження розподіленого по довжині балки пропорційно хордам. Такий підхід забезпечить зменшення часу проектування, підвищить оперативність розрахунку.

Використана методика розрахунку базується на використанні рівнянь статичної рівноваги балки і диференціальних залежностей між внутрішніми силовими факторами (ВСФ), які розглядаються в базових інженерних дисциплінах "Теоретична механіка" та "Опір матеріалів". В результаті роботи виведено параметричні залежності визначення реакцій опор в багато опорних балочних схемах, згинальних моментів і поперечних сил в потрібному перерізі. Точність розрахунків перевірена при співставленні чисельних значень, розрахованих за розробленою методикою та результатів розрахунку аналогічних схем в програмі MSC Nastran. Різниця між чисельними значеннями становила 0,1 %. Таким чином, запропоновані

параметричні залежності точно визначають реакції опор та силові фактори для типових розрахункових схем.

Практична цінність роботи полягає в реалізації методики інженерного розрахунку силових факторів та реакцій опор для багато опорних балок типу елерон, руль висоти та напрямку, закрилки. Методика реалізована у виді параметричних залежності між інтенсивністю навантаження та геометрію балок. Подальшим напрямком робіт є розробка розрахункового модулю з візуалізацією зміни вигляду епюр навантаження та силових факторів в залежності від схеми балки. При цьому планується ввести модуль розрахунку аеродинамічного навантаження для поверхонь типу елерон, закрилок, руль висоти та руль напрямку в залежності від характеристик літака.

УДК 629.739.3

Гребенніков Є.О., Лемко О.Л.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЛЬОТНО – ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА МОДУЛЬНОЇ КОНСТРУКЦІЇ.

Фахівці провідних авіаційних держав вважають, що оснащення спеціалізованих відомств практично всіх розвинених держав новими безпілотними засобами в даний час є одним з найбільш пріоритетних напрямків розвитку авіації.

У зв'язку з цим виникає необхідність створення БПЛА, які могли б виконувати широкий спектр функцій, маючи одну і ту ж саму безпілотну авіаційну платформу з швидкою зміною необхідного цільового обладнання для виконання конкретного завдання, а також зміни елементів планера, без помітного погіршення льотно-технічних характеристик БПЛА. При цьому для виконання кожної конкретної задачі виникає необхідність отримання певних льотно-технічних характеристик (дальності, тривалості, високої крейсерської швидкості, маси корисного навантаження, стійкості і керованості). Поєднання суперечливих аеродинамічних вимог в одному апараті можна вирішити, якщо використовувати модульну конструкцію БПЛА.

Зокрема, модульна конструкція планера БПЛА складається з єдиного фюзеляжу з встановленими на ньому горизонтальним і вертикальним оперенням, а також набору змінних несучих поверхонь (крил) різної площі та подовження, які можуть швидко встановлюватися на фюзеляж на спеціальних вузлах залежно від конкретного завдання, поставленого перед БПЛА.

Аналіз розрахунків показав, що під час збільшення подовження зменшується швидкість звалювання, швидкість заходу на посадку,

максимальна швидкість, разом з тим поліпшуються злітно-посадкові характеристики. У разі використання в якості силової установки поршневого двигуна при однаковому запасі палива 5 кг, при збільшенні подовження збільшуються дальність і тривалість польоту. При використанні електродвигуна ці величини будуть залежати від ємності акумуляторних батарей.

На підставі розрахунків, наведених у процесі проектування, побудований льотний зразок БПЛА з подовженням $\lambda = 7.9$. На рис. 1 приведена фотографія льотного зразка БПЛА.



Рис. 1 Льотний зразок БПЛА з подовженням $\lambda = 7.9$

УДК 681.3.06

Грибанов І.О., Богомазов С.А.

ОРГАНІЗАЦІЯ СИСТЕМ ВІДДАЛЕНОГО ЗБОРУ ДАНИХ НА БАЗІ ВБУДОВАНИХ JAVA МОДУЛІВ

На сьогоднішній день є актуальним завдання створення надійних, дешевих та конкурентоспроможних систем збору експериментальних даних. Досягненню цієї цілі сприяють: зниження вартості мікропроцесорів на фоні різкого зростання їх потенціалу, широкий доступ до інформації, пов'язаної з побудовою систем, а також розповсюдження безкоштовного програмного забезпечення, частковим випадком якого є продукт компанії Oracle – Java.

Переваги Java-віртуальної машини полягають у тому, що вона однаково працює у різних апаратно-програмних середовищах, забезпечуючи повторне використання коду на різних платформах та виключаючи прив'язку додатків лише до однієї апаратної платформи. Існує велика кількість вільних бібліотек з відкритими вихідними кодами для різноманітних задач. Технології та бібліотеки Java в більшості випадків безкоштовні з наданням вільного доступу до вихідних кодів. Це суттєво прискорює розробку програмного забезпечення, підвищує його ефективність та прискорює вихід на ринок. Але вбудовані реалізації Java-машин забезпечують лише базову функціональність (Standart Edition, Micro

Edition), тому потребують розробки бібліотек підтримки технологій інтелектуальних сенсорів та підтримки спеціалізованих Web-протоколів, що адаптовані до обмежених обчислювальних ресурсів мікроконтролерних засобів.

На базі вбудованого Java-модуля TINI/Dallas розроблено платформено-незалежну реалізацію мережевого процесора NCAP (Network Capable Application Processor) для обміну інформацією за протоколами промислових мереж. Розроблено платформено-незалежне програмне забезпечення підтримки Web-протоколу передачі вимірювальних даних MQTT, забезпечено обмін повідомленнями за моделлю «публікація/підписка» (Publish/Subscribe) та керування якістю сервісу доставки повідомлень (Quality of Service, QoS).

Вбудовані Java-технології дозволяють істотно знизити кількість помилок у вихідному коді та зменшити часово-фінансові витрати на розробку програмного забезпечення для систем віддаленого збору експериментальних даних.

УДК 536.24.083

Гринчук М.В.

КЛАСИФІКАЦІЯ МЕТОДІВ ВИМІРЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ ПОТОКІВ

Теплота є сумарною кінетичною енергією молекул тіла, перехід якої від одних молекул до інших або від одного тіла до іншого може здійснюватися за допомогою трьох типів передачі: теплопровідністю, конвекцією і тепловим випромінюванням.

При теплопровідності теплова енергія переходить від більш нагрітих частин тіла до більш холодних. Інтенсивність її передачі залежить від градієнта температур, а саме від ставлення різниці температур, а також площі поперечного перерізу і коефіцієнта теплопровідності.

Конвекційний тепловий потік здійснюється в газоподібних і рідких речовинах. У цьому випадку говорять про передачу теплової енергії від нагрівача до середовища, яка залежить від сукупності факторів: розміру і форми елемента, що нагріває, швидкості руху молекул, щільності і в'язкості середовища та ін.

Теплове випромінювання - метод передачі тепла, який є різновидом електромагнітного випромінювання.

Далі по кожному методу передачі теплоти виділимо методи вимірювання теплового потоку. Схематично це можна представити так:

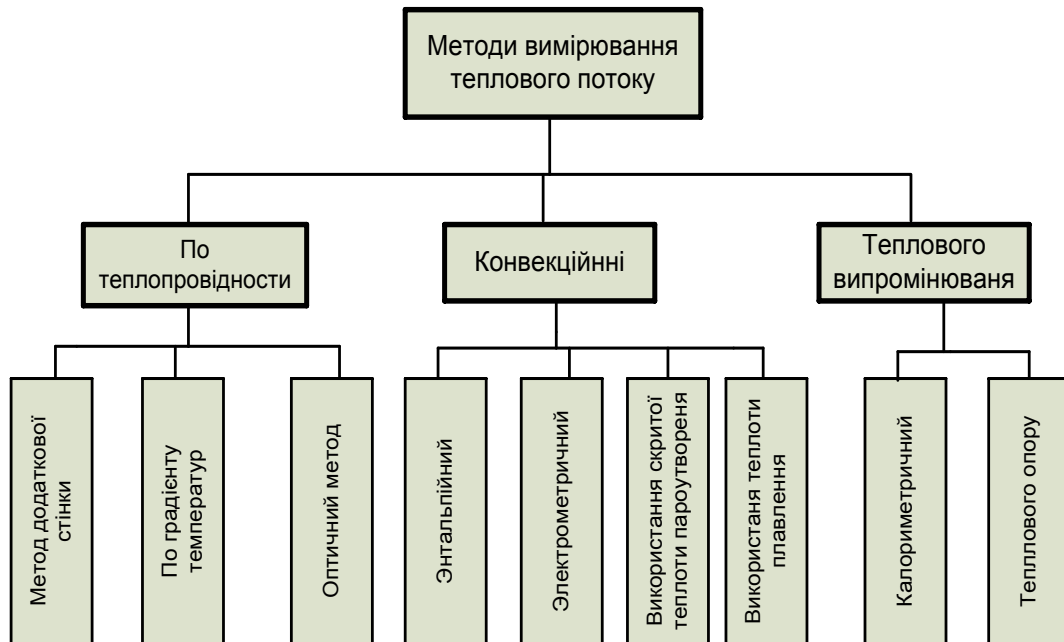


Рис. 1 Методи вимірювання теплового потоку

Більшість методів вимірювання теплових потоків базуються на реєстрації температури в досліджуваній області обтічної поверхні за допомогою термопар, термоопору чи інших датчиків. Подібні методи дозволяють з прийнятною точністю і за відносно малий проміжок часу реєструвати теплові потоки при вирішенні різних науково-дослідних і прикладних завдань.

Застосування методів вимірювання теплових потоків ускладнено важкими монтажними операціями, вимушеним впровадженням в контур циркуляції теплоносія і громіздкістю контрольно-вимірювальних засобів та обладнання. Результати, отримані за допомогою даних методів, є опосередкованими.

УДК 629.7.03

Датських М.І.

БЛОК УПРАВЛІННЯ ТА КОНТРОЛЮ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА БУК -500

У даний час експлуатація авіаційного транспорту та авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) ведеться за технічним станом (ТС). Експлуатація за ТС заснована на інформації про технічний стан конкретного двигуна, що отримується безперервно чи періодично від систем діагностування, враховує індивідуальні особливості двигуна й практично дозволяє використовувати усі потенціальні можливості двигуна

для попередження відмов чи несправностей. Необхідною умовою впровадження даної системи експлуатації є високий рівень розвитку систем діагностування, що передбачає раціональну взаємодію між об'єктом та засобами діагностики, систем збору, обробки, аналізу й зберігання інформації про технічний стан газотурбінного двигуна. Задача розробки й створення бортової та наземної систем контролю й діагностування ТС двигуна є важливою й актуальною задачею у складі загальної проблеми міцності й надійності ГТД при їх експлуатації за станом.

На сьогоднішній день використання авіаційного двигуна неможливе без систем контролю та керування. Системи керування забезпечують регулювання двигуна, дозуючи витрату палива в залежності від навантаження, необхідного авіаційним системам.

Існуючі електронні регулятори розроблялися враховуючи визначені функції, і їх характеристики задовольняли усім вимогам. Але час минає, і з розвитком електронних компонентів стає можливим покращувати існуючі функції, мінімізувати розміри блоків чи навіть збільшити кількість виконуваних задач.

Блок управління і контролю двигуна МС-14 призначений для прийому і обробки сигналів від датчиків і сигналізаторів двигуна, керування подачею палива на всіх режимах роботи двигуна, захисту двигуна від перевищення граничних параметрів. Забезпечення надійної роботи блоку управління та контролю двигуна БУК-500, що має задані параметри та може працювати в діапазоні граничних значень під впливом негативних зовнішніх факторів, є актуальним завданням.

Розробка нових перспективних систем управління авіаційними двигунами виконується у відповідності з вимогами, які пред'являються до двигунів та їх систем управління, а також з урахуванням існуючого рівня розвитку елементарної бази. Від правильності обґрунтування та вибору елементів системи управління залежать не тільки характеристики двигуна, але й техніко-економічні показники літального апарату. Тому необхідно враховувати потенційне майбутнє елементів разом з перспективою довгого терміну експлуатації систем управління.

Основна науково-технічна ідея полягає в визначенні допустимих меж експлуатації прибору. Робота є кінцевим етапом проектування блоку управління та контролю двигуна БУК-500.

УДК 629.13.012.001.11**Дикий Д.А., Бондар Ю.І.****КОНСОЛЬНА ЧАСТИНА КРИЛА РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА**

Регіональний літак - це літак що може виконувати пасажирські та вантажні перевезення, і експлуатуватися на коротких злітно-посадочних смугах та ґрунтових аеродромах. Створення сучасних зразків авіаційної техніки неможливе без вдосконалення технологій на основі застосування сучасних методів виробництва. Консольна частина крила (КЧК) є найбільш функціональною частиною крила літака, яка несе на собі основні та допоміжні органи керування літаком, обладнання та системи, такі як паливна система, проти льодова система та інші.

Крило літака це основний агрегат який створює підйомну силу. Дотримання заданої геометрії зовнішньої поверхні крила при його складанні є одною з головних задач виробництва. Процес складання консольної частини крила має відповідати ряду вимог, а саме: , технологічності, ергономічності, безпеці праці, економічності, надійності.

Розроблена технологія складання крила. Вдосконалено конструкторсько-технологічний аналіз консольної частини крила сучасного регіонального літака з використанням методів інформаційних технологій.

Вдосконалено спеціальні складальні пристрої:

1. Стапель складання КЧК;
2. Стапель складання секцій верхніх панелей;
3. Стапель складання секцій нижніх панелей;
4. Пристрій для складання нервюр;
5. Пристрій для складання першого лонжерона із хвостовою частиною.

Розроблено схеми зв'язування складального й заготівельного оснащення. Складено технічні умови на проектування пристосування для збірки КЧК.

УДК 681.586.772**Ермаков Д.В., Синенко А.П., Шурпач С.А.****ЄМНІСНІ ПЕРЕТВОРЮВАЧІ. НОВІ ПЕРСПЕКТИВИ**

Вимірювання неелектричних величин електричними методами в наш час охоплюють всі області науки і техніки. Один з найбільш старіших принципів, що використовується – ємнісний – відмічений в минулому як великими успіхами, так і достатнім числом невдач. Більшість приладів описувалися в журналах, однак в цілому до ємнісних методів, часто справедливо, відносилися з недовірою. Характерно також, що при описі

ємнісних приладів частіше за все зустрічалися фрази «дуже чутливий», «відносно стабільний» тощо.

Все більший інтерес розробників вимірювальної техніки викликають ємнісні датчики, які пропонують безконтактність, простоту і компактність конструкцій, малий розмір і вагу, здатність працювати в широких робочих межах (включаючи діапазон детектування робочого ходу об'єкту, робочий частотний і температурний діапазони тощо), низьку ціну. Від багатьох інших перетворювачів, датчики, створені на основі ємнісної технології, вигідно відрізняє висока чутливість до переміщень (здатність детектувати переміщення до 10 – 14 м), висока роздільна здатність на рівні первинних перетворювачів (до 10^{-18} Ф), малий час спрацьовування, відсутність гістерезису, мала інерційність вимірювань, температурна стабільність, практично повна відсутність сигнальних шумів, мале енергоспоживання і відсутність втрат потужності внаслідок самонагрівання.

Ємнісні датчики використовуються для визначення руху, переміщення, прискорення, нахилу, вологості, рівня і багатьох інших параметрів. Ємнісна технологія використовує прості схеми обробки сигналу, при цьому регулювання зсуву і підсилення для більшості типів датчиків не потрібно, і діапазон вихідного сигналу ємнісних електродів може перебувати в діапазоні напруги живлення.

Ємнісні датчики прості в конструюванні – ємнісні елементи легко інтегруються на друковану плату або в ІС, але багато типів датчиків дуже чутливі до варіацій зазору – аксіальної відстані між обкладинками.

З іншого боку, застосування ємнісних датчиків в автомобільній індустрії обмежують такі аспекти:

- чутливість до присутності провідних середовищ, що змінюють діелектричну проникність;
- деяка чутливість до вологості (діелектрична проникність сухого повітря трохи вище діелектричної проникності вологого повітря), забруднень – рідин і пилу (хоча датчики оптично прозорі);
- низькі рівні первинного сигналу;
- необхідність в адекватній схемі живлення з збудливими напруженнями порядку 5 В;
- необхідність схеми обробки сигналу з високим вхідним імпедансом і вихідним сигналом у вигляді пропорційної аналогової напруги, імпульсів струму (ШІМ) або частоти.

Багато, але не всі типи ємнісних датчиків забезпечують лінійний на первинному рівні вихід, пропорційний положенню, при цьому для завдань детектування положення не існує готових інтегральних схем – універсальних ASIC, що включають сенсорний елемент.

Тому для подолання зазначених недоліків ємнісних датчиків в авіації може застосовуватися тільки спеціалізований механічний дизайн і схемотехніка, найбільш поширені методи якої засновані на знятті сигналу

змінного імпедансу (змінної ємності) при височастотному збудженні чутливого ємнісного елемента, рухомі частини якого з'єднані з об'єктом, що детектується.

Відсутність знань про ефективні способи реалізації ємнісних перетворювачів і пояснює в сукупності деяке заперечення ємнісних технологій, яке існує серед інженерів. Тому одна з цілей розглядання цієї теми – це усунення певної недовіри до зазначеної технології.

Отже об'єктом дослідження в даній роботі є система відстеження рівня палива у паливному баку. Предмет дослідження – ємнісний датчик. Мета дослідження – вплив форми ємнісного датчика (конденсатора) на результат вимірювання.

Розроблена система базується на продуктах фірми Texas Instruments, оскільки дані елементи є економними щодо енергозатрат. Система має працювати на відстані від паливного баку, тому у приладі використано радіо модулі Texas Instruments CC1101-CC1190 869 MHz Evaluation Module Kit. Для отримання інформації та її обробки у системі використано мікроконтролер Texas Instruments MSP430G2553. Через UART цього мікроконтролера здійснюється зв'язок з ПК для візуалізації обробленої інформації.

УДК. 629. 072.76

Завальна О.С., Попов В.В.

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА

Виконання будь-якого польоту пов'язане з витримуванням певних умов польоту, що забезпечують прийнятні аеродинамічні умови й умови роботи двигунів. Із цією метою ведеться керування повітряною швидкістю, приладовою швидкістю, швидкісним напором, числом польоту. Керування швидкістю польоту необхідно й в інтересах траекторного керування: набір висоти, захід на посадку й посадка, політ за маршрутом й та ін. Багато завдань траекторного керування пов'язані з керуванням швидкістю, як наприклад, вихід у певний пункт маршруту в заданий час. До останнього часу керування швидкістю польоту в основному здійснювалося через контур ручного керування. Порівняно повільний характер зміни швидкості на деяких етапах польоту не викликає ускладнень ручного керування. Однак на найбільш напружених ділянках польоту ручне керування швидкістю не забезпечує необхідну точність. При розгляді будь-якого способу керування швидкістю польоту необхідне створення відносно повної математичної моделі процесів керування швидкістю польоту. Така модель повинна включати повну систему керувань поздовжнього руху (для деяких завдань, просторового руху) і систему рівнянь, що описують силову установку літака.

Ставиться завдання знайти такі значення коефіцієнтів законів керування, для яких будуть отримані оптимальні на визначеному проміжку значення полюсів передатної функції. В роботі розглянуто принципи автоматичного керування швидкістю польоту літака, розглянуто два основних підходи керування швидкістю ЛА. На основі аналізу систем керування розроблена функціональна схема, в яку входить багато складових. В середовищі MatLab було промодельоване автоматичне керування швидкості ЛА і підібраний оптимальний коефіцієнт K_T^V .

УДК 629.13.012.001.11

Зарницький О.А., Бондар Ю.І.

МОТОГОНДОЛА ДВИГУНА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Вагова ефективність є важливою характеристикою сучасного транспортного літака. Задача підвищення вагової ефективності – одна з головних задач сучасного літакобудування. Одним з напрямків підвищення вагової ефективності це заміна окремих металевих агрегатів літака на композитні при умові збереження міцності конструкції та її ресурсу.

Особливо важливо вирішення цих задач для середньо магістральних комерційних транспортних літаків на долю яких припадає значна частина транспортних перевезень. Літаки цього класу характеризуються розширеною аеродромною схемою базування і номенклатурою вантажів, що перевозяться, а також низькими прямими експлуатаційними витратами.

Проведено конструкторсько-технологічний аналіз мотогондол сучасних середньо магістральних комерційних транспортних літаків та виявлені елементи конструкції мотогондолі які можуть буди модифіковані.

Запропоновано вдосконалений технологічний процес який дозволяє зменшити масу агрегату із збереженням характеристик міцності шляхом застосування полімерних композиційних матеріалів в конструкції виробу.

Виконано розрахунок на міцність конструкції від'ємних панелей мотогондолі на основі скінченно-елементної сітки.

Розроблено технологію та оснащення для формоутворення панелі. Запропоновано спосіб поверхневої обробки панелі мотогондолі двигуна.

У технологічній частині був вибраний наступний процес складання агрегату:

1. Розробка технології підготовки вихідних матеріалів і пристосувань;
2. Розробка технологічного процесу формоутворення деталі;
3. Механічна обробка деталі;
4. Розробка оснащення для виготовлення панелей.

Розроблено конструкцію вдосконаленої від'ємної панелі мотогондоли на основі композитних матеріалів, а також запропоновано технологічний процес її виготовлення.

УДК: 681.3+615.89

Іваха Ф.О., Маринич Ю.М.

НЕПРИРИВНИЙ ЧАСТОТОМІР ДЛЯ ДВИГУНА-МАХОВИКА

Використання двигунів-маховиків (ДМ) в якості виконуючих органів систем кутової орієнтації та стабілізації космічних апаратів залишається найпоширенішим методом керування кутовим рухом супутника. Сучасний ДМ включає контур з широтно-імпульсним управлінням ДМ, побудований на мікроконтролері, який забезпечує режим стабілізації частоти обертання і стабілізації реактивного моменту. Контур управління ДМ включає системи компенсації впливу проти ЕРС та моменту тертя на закон керування.

Найбільші похибки відтворення закону керування ДМ мають місце при зміні знаку кутової швидкості ротора, так як в цей момент системи компенсації не зменшують, а навпаки посилюють вплив напруги проти ЕРС і моменту тертя до моменту оновлення інформації кутової швидкості. Перехід через нуль кутової швидкості ротора ДМ супроводжується коливаннями реактивного моменту. Ця проблема найбільш актуальна для ДМ супутників мікро та нано рівня, так як малогабаритність обмежує кількість пар полюсів магнітної системи і відповідно кількість точок оновлення інформації кутової швидкості на оборот.

Схема конструкції ДМ, побудованого на базі безколекторного трифазного чотирьохполюсного двигуна постійного струму з безпазовим статором. Він містить магнітопроводи, які обертаються разом з ротором, 3 перетворювачі Холла закріплені на корпусі і зв'язані потоком індукції з радіально намагніченими постійними магнітами, розташованими на роторі, котушки фаз статора, робочі витки відповідних фаз.

Розроблена схема дозволяє з сигналів датчика положення формувати квазінеперервний сигнал кутової швидкості ротора ДМ, побудованого на базі 2-х і 4-х полюсних 3-х фазних безколекторних двигунів постійного струму.

УДК 681.3**Івахнюк Д.Є., Бондаренко О.М.****МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УДАРНОГО ЗАХИСТУ ДАТЧИКА КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ**

В системах керування рухомих об'єктів застосовуються інерціальні навігаційні системи (ІНС). Функції ІНС полягають у визначенні просторової орієнтації тригранника, утвореного вимірювальними осями акселерометрів, і одержанні інформації про кутове положення об'єкта у просторі.

Для вимірювання кутової швидкості із вказаною точністю підходять сучасні гіроскопічні датчики на нових принципах дії, такі як волоконно-оптичний гіроскоп (ВОГ) та коріолісовий хвильовий гіроскоп (КХГ).

Актуальною є задача збереження із зазначеними датчиками первинної інформації своїх характеристик в умовах дії ударних навантажень. Така задача вирішується конструктивними (амортизація) та аналітичними (оброблення сигналів) засобами.

На ЛА встановлений датчик кутової швидкості на основі КХГ. В системі управління проводиться інтегрування вихідного сигналу ДКШ для визначення кутового положення ЛА відносно осі чутливості гіроскопу. В певний момент часу відбувається зовнішнє механічне навантаження.

Оберемо для розрахунку амортизатору елементів СКЛА інженерний метод, при дослідженні проходження удару через коливальну ланку з одним ступенем свободи.

Аналіз одномасової коливальної системи при імпульсному навантаженні свідчить, що максимальні відхилення (або коефіцієнт динамічності β) і відповідний їм час \bar{t}_{\max} вагомо залежать як від параметрів ударної дії (амплітуди, форми) так і від характеристик досліджуваної системи (резонансної частоти і коефіцієнта демпфування).

Внаслідок високої добротності резонаторів функція $a_m(t)$ реакції на ударний вплив $a_0(t)$ має вигляд, близький до загасаючого по експоненті синусоїдальному колюванню з частотою, рівній власній частоті випробуваного резонатора.

Проведені дослідження показали, що введення амортизатора та інтегрування по періоду вихідного сигналу призведе до зменшення впливу удару на вихідний сигнал датчика кутової швидкості. Цей метод передбачає зниження до заданого рівня амплітуди зовнішнього впливу шляхом підбору параметрів системи амортизації.

Звичайне інтегрування вихідного сигналу датчика кутової швидкості не дозволяє позбавитись від впливу ударного навантаження, оскільки затухаюча синусоїда не є симетричною відносно вісі координат. Перед інтегруванням вихідний сигнал ДУС необхідно попередньо розкласти в ряд

Фур'є по декільком гармонікам та використати інструментарій при вібраційній діагностиці авіаційних турбін.

УДК 629.7.015

Казак А. Г., Мариношенко О. П.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ БОКОВОГО РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Важливою вимогою при розробці автопілотів є забезпечення високих динамічних властивостей при істотній параметричній невизначеності. Адаптивне керування є одним з основних методів вирішення таких проблем як точне і швидке визначення поточних параметрів під час польоту.

Метою даної роботи є розробка вдосконаленого методу ідентифікації аеродинамічних коефіцієнтів на основі синтезу слідкуючої системи, розробка алгоритму адаптивної ідентифікації та обґрунтування співвідношень для визначення й уточнення аеродинамічних параметрів бокового руху неманевреного літака. Метод поєднує в собі переваги відомих методів ідентифікації аеродинамічних коефіцієнтів, які представлені у відкритому доступі.

Основна проблема полягає в тому, що у результаті традиційних методик визначення аеродинамічних коефіцієнтів шляхом льотних випробувань отримують їх у вигляді набору дискретних значень. Лінійна модель, яка потім використовується для інтерполяції результатів випробувань описує зміну коефіцієнтів не з високою точністю, особливо при зміні в широкому діапазоні параметрів польоту. Лінеаризована модель не дає можливість точно визначати проміжні значення коефіцієнтів та ускладнює можливість прогнозування.

Основна ідея метода полягає в наступному: синтезувати адаптивну систему, яка усуває неузгодженість між розрахованим значенням фазової координати, по якій проводиться ідентифікація, та значенням, взятим із запису льотних випробувань. Моделювання зміни в часі фазової координати ведеться на основі записів льотних випробувань інших фазових координат і математичної моделі літального апарату (ЛА).

Завдяки розробленому алгоритму ідентифікації отримаємо значення аеродинамічних коефіцієнтів як функції від кутів, кутових швидкостей та відхилень рульових органів для зміни параметрів польоту у значних межах. Основою для розробленого алгоритму є метод ідентифікації для зміни параметрів польоту у досить невеликих межах (у результаті якого отримують аеродинамічні похідні як функції часу) та математичний апарат моделі Гаммерштейна-Вінера для ідентифікації нелінійних систем. Метод

реалізується за допомогою структурних перетворень бокового каналу керування.

Запропонована методика дозволяє ефективно відновлювати аеродинамічні коефіцієнти із записів льотних випробувань: після проведення ідентифікації збільшується ступінь збіжності перехідних процесів реального ЛА та його математичної моделі. Цей метод забезпечить підвищення точності ідентифікації параметрів руху ЛА, скорочення кількості льотних випробувань та покращить можливість прогнозування значень аеродинамічних параметрів.

УДК 629.13.012.001.11

Клочков Є.Є., Борисов В.В.

СЕРЕДНЯ ЧАСТИНА ФЮЗЕЛЯЖУ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА

Мета даної роботи – оптимізація конструкції середньої частини фюзеляжу літака транспортної категорії, призначеного для експлуатації на лініях середньої дальності. В процесі виконання враховувалось, що конструкція літака повинна забезпечувати перевезення пасажирів при використанні коротких злітно-посадочних смуг або в умовах ґрунтових аеродромів.

Було враховано, що експлуатація з коротких злітно-посадочних смуг або в умовах ґрунтових аеродромів пов'язана із підвищеними навантаженнями. На підставі результатів аналізу конструкцій літаків, в якості прототипу було обрано середньомагістральний пасажирський літак АН-148, оскільки його конструкція повністю відповідає вимогам, які пред'являються до конструкції пасажирського літака, який експлуатується в зазначених умовах.

Оптимізація конструкції проводилася з метою зниження ваги конструкції та спрощення технології виробництва. Було виконано аналіз конструкції прототипу. Для спрощення технології виробництва було запропоновано замінити збірні панелі обшивки на монолітні (цільнофрезеровані). Використання цільнофрезерованих панелей дозволяє позбутися трудомістких клепальних операцій, не потребує використання спеціальних стикових стрингерів, а також дає можливість суттєво спростити процес технологічної підготовки виробництва, за рахунок автоматизації підготовки вихідних даних для верстатів з ЧПК, оскільки ця операція підтримується всіма сучасними САД-системами. Крім того, відсутність звуження контуру центральної частини фюзеляжу суттєво спрощує технологію надання панелям необхідної кривизни.

Був проведений аналіз структури центральної частини фюзеляжу та визначені границі панелей обшивки. Було розроблено конструктивну схему середньої частини фюзеляжу. На підставі конструкції панелі обшивки

прототипу було розроблено конструкцію монолітної панелі. Для зниження ваги конструкції було запропоновано замінити частину верхніх панелей обшивки, які в конструкції прототипу виконані зі сплаву Д16ЧТ, панелями, які виконані з композиційного матеріалу "Алор" на основі алюмінієвих сплавів армованих високоміцними органічними волокнами..

Було виконано корегування технології складання центральної частини фюзеляжу, з урахуванням особливостей з'єднання монолітних панелей. Було розроблено технологічну схему складання центральної частини фюзеляжу, та конструкцію елементів оснащення. Також були розроблені основні елементи системи керування якістю складання.

УДК 629.7.02

Козей Я.С., Сухов В.В.

ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ БПЛА НА СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТАХ

В даний час тривалість польоту безпілотних літальних апаратів обмежена, в основному, запасом енергії. Перехід на сонячну енергію дозволить різко збільшити час перебування БПЛА в повітрі. Можливий навіть варіант цілодобового польоту (при польоті в світлий час доби відбувається заряд акумулятивних блоків, які в темну пору доби віддають свій заряд двигунам). Ідея довготривалого польоту на відновлюваній енергії, активно реалізується в численних проектах безпілотних та пілотованих літальних апаратів.

Проте використання сонячних панелей в якості джерела енергії має ряд недоліків: залежність від погоди і часу доби; необхідність акумуляції енергії; висока вартість конструкції; нагрівання конструкції; необхідність періодичної очистки поверхні сонячних елементів від пилу.

Дані недоліки, в поєднанні з механічними характеристиками сонячних елементів, значно ускладнюють процес створення БПЛА даного типу.

Проблема створення економічно успішного БПЛА на сонячних батареях вимагає підвищення техніко-експлуатаційних показників літального апарату, а отже, потребує вирішення наступних комплексних завдань:

- раціоналізація конструкції БПЛА шляхом:
 - зниження маси апарату, в тому числі за рахунок використання нових матеріалів,
 - збільшення коефіцієнту аеродинамічної якості за рахунок поліпшення аеродинамічної форми;
- удосконалення енергетичної установки :
 - розробка енергоустановки з високим ККД і малою вартістю,

- розробка акумулятивних блоків підвищеної енергоємності і потужності;
- оптимізація процесів управління енергоперетворенням.

Важливим аспектом в аналізі можливості створення БПЛА на сонячних батареях являється дослідження впливу сонячних елементів на конструктивні та аеродинамічні характеристики апарату. Можливість введення сонячних панелей в конструктивно-силову схему літального апарату для сприйняття аеродинамічних навантажень є актуальною.

Для вирішення даних завдань необхідно виконати великий обсяг різнопланових теоретичних, імітаційних та експериментальних досліджень.

УДК 681.3, УДК 532

Коноваленко М.Ю., Мариношенко О. П.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВИХРОВОГО РУХУ РІДИНИ ПО ТОРОЇДНІЙ ТРАЄКТОРІЇ

Вихровий рух є перспективним напрямком для розвитку двигунобудування. В основі утворення вихрового руху лежать закони гідродинаміки. В роботі розглянуті сучасні досягнення в гідродинаміці, що використовуються в авіації і космонавтиці. А також підходи до визначення і описання вихрового руху рідини та газу.

Актуальність поставленої задачі полягає в тому, що створення вихрового руху в середині двигуна певної конструкції, при досягненні явища самопідтримування, дозволить зменшити витрати енергоносіїв.

Проведений аналіз руху рідини показав, що рух має складну просторову траєкторію. На основі прийнятих припущень, виведені рівняння, що описують прямолінійний рух рідини, обертальний рух і рух рідини по спіралі. Об'єднавши всі складові руху рідини, створена повна математична модель складних тороїдних траєкторій переміщення рідини в середині робочого об'єму.

Виведена математична модель дозволяє моделювати рух рідини чи газу для будь-якого пристрою чи системи, з подібною траєкторією руху.

УДК 533.64

Король І.В.

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ФОКУСУ ПО УЦТЦ АТАКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З АЕРОСТАТИЧНОЮ ПІДТРИМКОЮ

Одними з найперспективніших типів дирижаблів є ЛА з аеростатичною підтримкою (гібридні дирижаблі). Актуальним є і створення ЛА, який поєднував би в собі кращі якості літака (швидкість), дирижабля (велику вантажопідйомність, дальність польоту), і вертольота (можливість здійснення короткого або вертикального зльоту і посадки).

До наукової новизни відносяться:

- використання двох різних за принципом дії підйомних сил, аеродинамічної та аеростатичної;
- визначення двох точок докладання цих сил (\bar{x}_{FAD} і \bar{x}_{FAC});
- приведення координат (\bar{x}_{FAD} та \bar{x}_{FAC}) в одну точку з найменшими втратами аеростатичних підйомної сили;
- проведення параметричних досліджень з визначення зміни розбіжності координати аеродинамічного фокусу по куту атаки;
- демонстрація доцільності використання різних варіантів хвостових горизонтальних «плавників» для зменшення розбіжності координат аеродинамічного і аеростатичного фокусів моделей ЛА;
- виявлення шляхом численних досліджень оптимальної моделі ЛА за такими критеріями як розбіжність фокусів, відносна площа оперення і винесення оперення.

У процесі досліджень необхідно визначити раціональне положення аеродинамічного фокусу стосовно фокуса аеростатичного, з точки зору забезпечення поздовжньої статичної стійкості ЛА. Направити подальші дослідження на розробку численних і експериментальних моделей на базі розрахункової моделі ЛА.

Можливість створення ЛА, який здатний здійснювати вертикальні зліт і посадку, без спеціально підготовленої злітно-посадкової смуги і, тим самим, значно зменшити вартість вантажоперевезень і збільшити пасажирооборот.

УДК 629.7

Кравченко І.Р., Вірченко Г.А.

АВТОМАТИЗОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ КЕСОНА КРИЛА ЛІТАКА

Крило є найголовнішим агрегатом планера сучасного літака. Дане твердження обумовлено тим, що саме несучі поверхні багато в чому визначають основні техніко-економічні характеристики зазначеного літального апарата. Проектування конструкції кесона крила – це доволі важливий етап у створенні літака.

Нині один із базових напрямків удосконалення авіаційних виробів полягає в широкому впровадженні у процеси проектування комп'ютерних інформаційних технологій. Такий підхід дозволяє підвищувати якість опрацьовуваних складних об'єктів і зменшувати витрати під час їх виготовлення та експлуатації.

Запропоновано методику інтегрованого автоматизованого проектування кесона крила літака, яка поєднує варіантні розрахунки на міцність типових елементів конструкції та їх комп'ютерне моделювання в середовищі CAD/CAM/CAE систем.

Методика автоматизованого проектування конструкції кесона крила літака

Проведений аналіз призначення кесона крила, вимог до нього, типових елементів конструкції, їх навантаження, розрахунків на міцність, умов виготовлення та експлуатації дозволив визначити ті параметри даного виробу, варіювання яких дозволяє отримувати раціональні варіанти його конструкції. Створений програмний інтерфейс між сформованою базою даних проектних параметрів кесона крила та розробленими комп'ютерними твердотільними моделями типових його елементів дає змогу здійснювати гнучке і продуктивне їх адаптування до потреб аеродинаміки, міцності, конструкції, технології та експлуатації у процесі ітеративної комплексної оптимізації крила літака.

Подану методику автоматизованого проектування варто використовувати під час вивчення студентами таких дисциплін як конструювання літаків, міцність літальних апаратів, технології виробництва авіаційної техніки та ін. За умов подальшого розвитку запропонований підхід заслуговує свого впровадження у процеси реального створення літаків.

Описаний вище напрямок удосконалення автоматизованого опрацювання авіаційної техніки має великі перспективи завдяки постійному зростанню потужності обчислювальних засобів та їх програмного забезпечення.

УДК 629.07.75

Кучер Д.Е., Попов В.В.

СИНТЕЗ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БОКОВИМ РУХОМ ЛІТАКА

Вдосконалення методів і способів оптимізації є однією з основних задач в теорії і практиці систем автоматичного керування польотом ЛА. Відомі методи оптимізації алгоритмів керування, як правило, зв'язані з необхідністю мати широкий спектр знань про параметри польоту і необхідністю набору суттєвих процедур для отримання прийнятих характеристик керування, зазвичай компромісних з можливостями реалізації, мають певні недоліки. Теоретичні проблеми в загальній постановці задачі і шляхах її вирішення виконані Калманом і Летовим, а подальший розвиток теорії, і особливо інженерні програми, що дозволяють вирішувати конкретні задачі синтезу, запропоновані і розроблені Красовським.

У перших роботах учнів Красовського А.А. коефіцієнти мінімізуючого функціоналу взагалі задавалися довільно, природно, при цьому виходили і параметри алгоритмів керування далекими від оптимальних значень. Для знаходження оптимальних параметрів керування використовується метод ітерацій, чимось схожий на простий перебір числових значень параметрів алгоритмів керування. Перші спроби вирішити цю проблему були зроблені Красовським А.А. при розробці інженерних методик синтезу контуру стабілізації висоти польоту, де був запропонований спосіб рівних вкладів, який дозволив скоротити кількість ітерацій для визначення алгоритмів керування. Однак ця методика носила локальний характер і не вирішувала в повному обсязі завдання отримання оптимальних алгоритмів в прямій постановці синтезу системи автоматичного керування методом аналітичного конструювання.

В даній роботі запропонована інженерна методика завдання коефіцієнтів мінімізуючого функціоналу, інженерна методика синтезу контурів автоматичного керування за методом аналітичного конструювання. Використовується досвід синтезу та реалізації алгоритмів автоматичного керування конкретних систем автоматичного керування літальних апаратів, оскільки накопичений досвід з достатньою точністю вказує на певні числові значення передавальних коефіцієнтів алгоритмів керування (законів керування конкретних систем автоматичного керування).

Синтез алгоритмів за даною методикою завдання коефіцієнтів мінімізуючого функціоналу дозволив істотно зменшити кількість ітерацій, так як отримані в результаті цього числові значення коефіцієнтів алгоритмів керування, отримані при вирішенні рівнянь Рікатті, будуть знаходитися як мінімум в найближчій області оптимальних значень. Реальним моделюванням показано, що застосування запропонованої методики істотно

скорочує число ітерацій при визначенні прийнятних характеристик алгоритмів керування системи автоматичного керування, що природно зменшує вимоги до бортової обчислювальної системи літального апарату, що позитивно позначиться і на відповідних масових характеристиках бортового обладнання.

УДК 629.735.3

Кушніренко Є.О., Лемко О.Л.

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ВИГЛЯД ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА СХЕМИ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО» ВЕЛИКОГО ПОДОВЖЕННЯ

Особливе місце у літакобудуванні серед інших займає аеродинамічна схема «літаюче крило», у якій втілилася давня мрія створити «ідеальне» крило без будь-яких зайвих елементів конструкції. Аеродинамічна форма крила забезпечує поздовжню стійкість, балансування та керованість ЛА, а висока будівельна висота дозволяє розміщувати в ній силову установку, корисне навантаження та усі інші необхідні для польоту агрегати.

На сьогоднішній день є актуальним створення літака транспортного призначення, який би мав значні переваги, як у аеродинамічному, так і в конструктивному планах, над ЛА традиційної схеми. Розрахунки показали, що схема «літаюче крило» вигідна для літаків зі значними розмірами (для пасажирських – 800 і більше людей), коли їх вага (і питома навантаження на крило) збільшується настільки, що розміри крила, які обираються з умов досягнення у крейсерському режимі максимальної якості, стають достатніми для розміщення у ньому вантажу, палива і обладнання.

Найбільш суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики «літаючого крила» чинить форма профілів крила. У роботі показано, що для отримання задовільних характеристик подовжнього балансування ЛА «літаюче крило» необхідно використовувати S-подібні профілі. Використання трапецієвидних крил в конструкції ЛА схеми «літаюче крило», обумовлене їх наступними властивостями: оптимальне поєднання довжини кореневої хорди, площі крила і його розмаху можна реалізувати тільки на крилі трапецієвидної форми в плані; збільшення плеча органів подовжнього і путьового управління за рахунок подовженої хвостової частини крила.

«Літаюче крило» має складну форму в плані з кінцевими аеродинамічними поверхнями і двох-кільовим вертикальним оперенням (рис. 1). Запропонована аеродинамічна компоновка транспортного літака

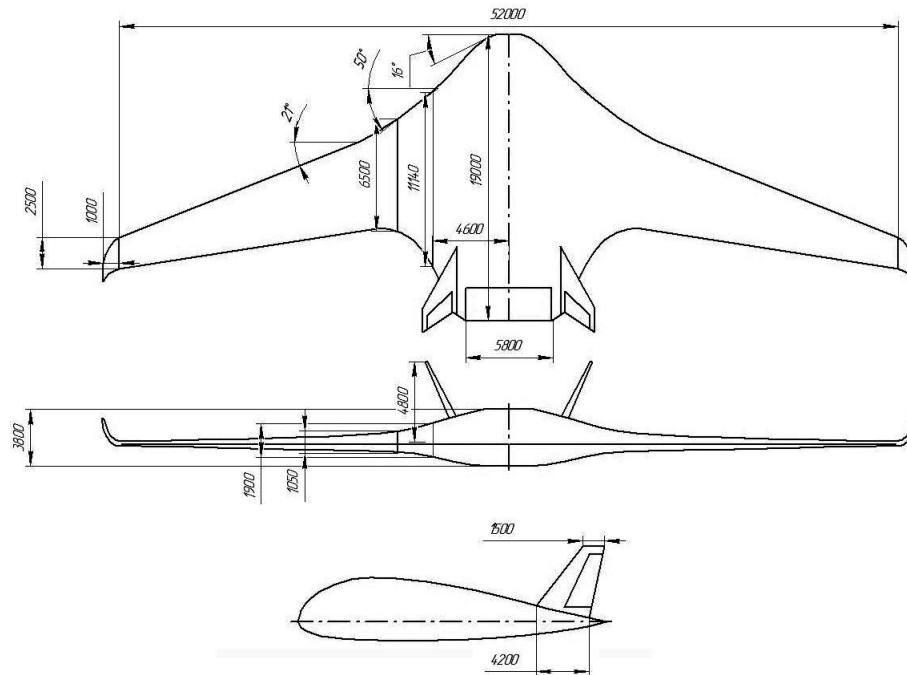


Рис. 1 Розрахункова схема літака

дозволила отримати максимальну аеродинамічну якість до 21 одиниці. Максимально можлива швидкість апарату складає 680 км/ч. Розрахункова максимальна дальність польоту складає 8600 км, а тривалість польоту досягає 16.5 годин. 4. Злітно-посадкові характеристики транспортного літака дадуть змогу експлуатувати його з аеродромів I-II класу.

УДК 629.7.012

Лаврентьев А.А., Зінченко Д.М.

КРИЛО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

У сучасному світі відбувається щорічне зростання авіаційних перевезень. Для задоволення стрімкого попиту від літаків вимагається поліпшення економічності та ефективності. Одним із шляхів підвищення ефективності є поліпшення льотних якостей літака, яке може бути реалізовано або шляхом поліпшення конструкції літака, або підвищенням його економічності. Крило - агрегат, що створює основну підймальну силу в літаку і від того, наскільки якісно та ефективно крило спроектовано для обраного компонування і режиму польоту, залежить аеродинамічна якість всього літака.

Для задоволення цих вимог потрібно створення нової авіаційної техніки з новими, покращеними характеристиками. Один із шляхів економії часу і коштів при розробці нової техніки - модифікація існуючих зразків. У зв'язку з цим виникає необхідність у проектуванні альтернативного крила з

характеристиками не гіршими, ніж існуючі. З ростом потужності обчислювальної техніки збільшується швидкість і точність розрахунку характеристик, збільшуються можливості адаптації існуючого крила.

У роботі спроектовано крило до середньомагістрального літака з злітною масою 52 тон з аеродинамічною якістю 16-18 одиниць при $C_u = 0,5$ і $M = 0,75$.

Для модифікації аеродинамічного компонування крила із схожими геометричними параметрами, насамперед, доцільно виконати покращення характеристик профілю, що використовується при проектуванні крила сучасних літаків - надкритичних профілів II покоління, спроектованих з метою збільшення $M_{кр}$, що дозволяє підвищити крейсерські якості літака. Особливістю таких профілів є сплюснена верхня поверхня в поєднанні з відгином хвостової ділянки профілю.

Другим шляхом є зміни ряду геометричних параметрів, зокрема подовження. Так самим важливим етапом у проектуванні та модифікації аеродинамічного компонування крила є вдосконалення місцевої аеродинаміки: установка додаткових елементів, що впливають на потік (зменшення індуктивного опору, запобігання передчасних зривів і зменшення стрибків ущільнення).

Використання першого і другого методу і подальше вдосконалення місцевої аеродинаміки крила, яке виконано в роботі та розрахунок отриманої попередньої моделі в пакетах гідродинамічного аналізу показує можливість подальшого зростання транспортної ефективності компонування існуючих літаків.

Результатами отриманими в ході цієї роботи є модифікована геометрія крила, його аеродинамічні характеристики та нове компонування транспортного літака з модифікованим крилом.

УДК 629.7.067.5

Лемешко А. К. Зінченко Д. М.

КРИЛО ЛІТАКА З АЛЬТЕРНАТИВНОЮ СИСТЕМОЮ ПРОТИЗЛЕДЕННЯ

Основним напрямом роботи є розробка альтернативної системи протизледеніння крила літака Ан-140. Метою створення альтернативної системи протизледеніння є збільшення безпеки польоту та комерційної віддачі літака за рахунок використання збережених потужностей двигунів та втримання прийнятних льотно-технічних характеристик в стані обледеніння.

Актуальність теми визначена метою розробки, як модернізація та вдосконалення літно-технічних характеристик літака.

Робота поділена на такі етапи: підібрана та проаналізована література з існуючими системами протизледеніння, порівняні льотно-технічні характеристики літака Ан-140 в нормальних умовах польоту та умовах обледеніння з включеною системою та визначена проблема, проаналізовані методи вирішення проблеми, розглянутий фізичний процес обледеніння та його вплив на аеродинаміку, окремо представлені вимоги нормативної бази (НЛГ) для ЛА в умовах обледеніння, розглянуті та приведені типи генераторів вихрив, теорія та їх застосування, спроектовані ініціатори альтернативної системи протизледеніння в програмі PANSYM. Техніко-економічне обґрунтування показало економічну доцільність проекту в порівнянні в аналогах.

Наукова новизна роботи полягає в використанні альтернативної роботи системи протизледеніння, яка виносить точки накопичення льоду перед крилом. Форми накопичення льоду в такому стані досліджені та імітовані для розрахунку в програмі PANSYM. Результати розрахунків показують перевагу альтернативного виду системи протизледеніння над традиційними видами таких систем.

УДК: 681.3+615.89

Лукавий А. М., Мелашенко О.М., Рижков Л. М.

ОЦІНЮВАННЯ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА ЕЛІПСОЇДАЛЬНИМ ФІЛЬТРОМ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ТА ШУМІВ ВИМІРЮВАННЯ

На даний час одним з найбільш поширених шляхів побудови систем керування мікросупутників (МС) є використання позиційних датчиків. В той час неповнота апріорних даних про умови функціонування мікросупутника та обмеженість похибками датчиків первинної інформації стимулюють розвиток алгоритмів оцінювання кутової орієнтації з гарантованим результатом. Ці алгоритми на відміну від інших забезпечують стійкість процесу оцінювання за наявності інформації лише про інтервал зміни збурюючої дії. Метою роботи є дослідити точність кутової орієнтації еліпсоїдальним фільтром в умовах невизначеності та шумів вимірювання.

Розроблений еліпсоїдальний фільтр, дозволяє отримати високу точність оцінювання кутової орієнтації мікросупутника в умовах невизначеності магнітного поля Землі, датчика координат Сонця, неточності задання тензору інерції та шумів вимірювання.

Розроблений метод оцінювання є основою для принципово нової стратегії розвитку обробки даних про орієнтацію і навігацію. Така стратегія характеризується максимальною адаптованістю до специфіки конкретної вирішуваної нею задачі, ефективно функціонують у широкому діапазоні апріорно невідомих умов. Область використання

результатів включає в себе широке коло практичних задач, вирішуваних сучасними системами орієнтації і навігації із використанням первинної інформації з датчиків вимірювання та обробки вимірювальної інформації.

УДК. 629.7.012

Лучко І.В., Сухов В.В.

АВТОЖИР – ПЕРСПЕКТИВНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ

Найбезпечніший представник малої авіації – автожир, має широкий діапазон експлуатації: від повітряного моніторингу до авіа-хімічної роботи на полях складної конфігурації. Враховуючи маневреність, економічність та відносну дешевизну порівняно з літаком та вертольотом, автожир – це дуже перспективний надлегкий літальний апарат, який має наступні переваги: швидкий розворот на 180° (менше 3 с); рівномірний розподіл добрив по ґрунту через великий кут атаки ротора (8-9); великий швидкісний діапазон (30-200 км/год); можливість здійснювати польоти біля землі та при сильному вітрі до 20 м/с; не складний у пілотуванні та обслуговуванні.

Одним з основних напрямків використання автожиру у народному господарстві є розподіл добрив на сільськогосподарських угіддях з метою підвищення врожаю. Але проблема відсутності злітно-посадочних смуг біля с/г угідь перешкоджає експлуатації літальних апаратів.

Мета даного дослідження є аналіз автожирів зі стрибковим зльотом, пошук переваг та недоліків існуючих апаратів, шляхів оптимізації створення автожиру з можливістю злету без спеціальних майданчиків.

В результаті проведеного дослідження знайдено два перспективних напрямки, які потенційно можуть привести до створення унікального автожиру зі стрибковим зльотом. Перший: розробка спеціального редуктора відбору потужності від двигуна на попередню розкрутку ротора. Після досягання польотних обертів ротора автожир може піднятися у повітря майже з місця (при вітрі 4 м/с розбіг складатиме 3-7 м). Другий: розробка втулки ротора з можливістю зміни кута установки лопатей. При досяганні обертів у 1,5 рази перевищуючих польотні при зміні кута установки лопаті завдяки накопиченій кінетичній енергії інерційного ротора відбудеться стрибок.

На даний момент проводяться експериментальні роботи, які мають показати в якому з двох напрямків рухатися для оптимізації процесу створення перспективного на сьогоднішній день апарату – автожиру з можливістю стрибкового злету.

УДК 629.739.3

Мальцев В.Л.

СТАБІЛІЗАТОР ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Одним із найбільш складних вузлів для проектування та конструювання є стабілізатор т-подібного оперення літака, так як він являється багатодетальним та габаритним агрегатом. В якості базового виробу був взятий стабілізатор літака Ан-148. Його габарити: довжина кореневої хорди 1,537м, довжина кінцевої хорди 0,698м, площа поверхні-17м². Точність по контуру ± 1 мм.

В конструкторській частині роботи було запропоновано заміну монолітних панелі на панелі з композитних матеріалів, що дало можливість зменшити масу панелей на 14 %. Ефективність запропонованого рішення було підтверджено також результатами розрахунку на міцність панелей методом скінченних елементів.

В технологічній частині проекту основну увагу було приділено технології збірки. Враховуючи багатомономенклатурність, габарити та вагу було запропоновано:

- паралельно-послідовна схема збірки, це дало можливість скоротити цикл виробництва на 5%, підвищити продуктивність на 10 % і якість збірки за рахунок використання механізованого інструмента на операціях утворення високоточних отворів;
- базування деталей та вузлів проводити по спеціальним отворах, що також забезпечило прискорення та спрощення збірки, можливість використання механізації збірки, поліпшило взаємозамінність збирання вузлів та деталей.

На основі запропонованої технології був розроблено цикловий графік і стапель збірки стабілізатора, в конструкції якого використано пристосування для фрезерування стику стабілізатора і вертикального оперення, в модернізації якої приймав участь автор дипломного проекту.

УДК 629.7.085.2

Масько О.М., Янков С.О.

ПУСКОВІ УСТАНОВКИ ДЛЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ: СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВНІ НАПРЯМКИ ДОСЛІДЖЕННЯ

Безпілотні літальні апарати (БпЛА) в наш час виконують широкий спектр різнотипних задач: від простого фото-відео спостереження за рухомими та статичними об'єктами до спектрального аналізу чи ретрансляції сигналів зв'язку. В залежності від класу БпЛА використовуються різні способи старту: з рук, з пускового пристрою, з

розбігом по злітно-посадковій смузі. Для БпЛА злітною масою 3...100 кг, як правило, використовують пускові пристрої типу катапульти різного типу: механічні, пневматичні, гідравлічні. Завдяки цьому вирішується задача оперативного старту в заданій точці та оптимізуються параметри силової установки. Використання катапульти дає можливість мінімізувати вплив людського фактору на процес запуску. На сьогодні, сформувався клас безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) контейнерного старту у яких БпЛА та пускова установка розміщені в єдиному транспортному контейнері, старт БпЛА відбувається безпосередньо з контейнеру. Такий клас БпАК оптимально підходить для невеликих мобільних груп (поліцейський патруль, лісова охорона та ін..) для яких необхідна мінімізація передстартової підготовки та підвищена експлуатаційна ефективність комплексу.

Створення пускового пристрою, який є складовою частиною системи контейнерного запуску БпЛА потребує вирішенням ряду проблем: обґрунтований вибір типу катапульти, її основних кінематичних характеристик; мінімізація маси та геометричних розмірів з врахуванням геометрії контейнеру; розробки методології розрахунку характеристик катапульти цих пристроїв в умовах проектних обмежень.

Встановлено, що найбільш доцільним типом стартового пристрою, який відповідає поставленому завданню є пневматичний. Газодинамічні характеристики в поєднанні з конструктивною простотою такої катапульти є оптимальними по критерію вартість-ефективність.

Практична цінність роботи полягає в розробці підходів до визначення базових характеристик стартового пристрою з врахуванням критерію вартість-ефективність.

Проте ряд питань: технологія виготовлення, система автоматизації старту залишаються не повністю розкритими та потребують подальших досліджень.

УДК 629.7.021

Молодчик О.Д., Король І.В.

ОЦІНКА АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВІДСІКУ КРИЛА ЧИСЕЛЬНИМ МЕТОДОМ З УРАХУВАННЯМ В'ЯЗКОСТІ

Вимоги до аеродинамічних характеристик ЛА постійно підвищуються, що робить завдання поліпшення аеродинамічних характеристик профілів крила несучих поверхонь все більш актуальним. У зв'язку з цим подальші дослідження в цій галузі повинні бути спрямовані на створення спеціалізованих аеродинамічних профілів із заданими для виконання конкретних завдань, аеродинамічними характеристиками.

Виконання цього завдання тісно пов'язане з використанням чисельних методів, заснованих на вирішенні рівнянь Нав'є-Стокса.

Постановка задачі:

Провести чисельні дослідження з наступних напрямків:

- визначити основні аеродинамічні характеристики модифікованого профілю D-2 з максимальною відносною товщиною до 30%;
- знайти способи усунення відриву потоку на секції крила з профілем Р-III-15 на великих кутах атаки.

Результати досліджень порівнюються з результатами, отриманими в атласах профілів.

Рішення чисельної задачі по визначенню основних аеродинамічних характеристик крила на основі профілю D-2 з максимальною відносною товщиною 30 % виявило ряд переваг, таких як зсув аеродинамічного фокусу, збільшення площі самого профілю і частки наповнюваного підйомного газу. Надалі планується удосконалити даний профіль для проектування ЛА з аеростатичних підтримкою за допомогою розрахункової програми «FLOWORKS».

Були отримані основні аеродинамічні характеристики, з аналізу яких можна зробити висновок про доцільність використання крила з вихрегенераторами по передній крайці. Вже в першому наближенні видно, що вихрегенератори неklasичної форми, встановлені на передній крайці крила, забезпечують значне збільшення підйомної сили при невеликому підвищенні лобового опору.

Подальші дослідження будуть спрямовані на оптимізацію геометрії вихрегенераторов та їх кількості, а так само на боротьбу зі зривом потоку на великих кутах атаки і малих Re .

Робота становить практичний інтерес і її результати можуть використовуватися в КБ і на виробництві.

УДК 62-527.7

Мостовенко М.М., Збруцький О.В.

СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МОНОКОПТЕРА З ЗАДАНОЮ ТОЧНІСТЮ НЕЗАЛЕЖНО ВІД ЗБУРЕНЬ

Кілька слів про малі безпілотні літальні апарати. Безпілотні літальні апарати можна розділити на дві великі групи: літальні апарати класичних аеродинамічних схем (утка, нормальна, літаюче крило та ін.) та коптери (монокоптери, трикоптери, мультикоптери). В керуванні першими багато що відомо, на відміну від коптерів. Друга назва коптерів: "літаючі платформи", отже їх використовують для переносу будь-якої апаратури. Коптери це високо маневрені літальні апарати з можливістю зависати на

місці. Легко бачити, що спектр задач, які можливо вирішувати, це і транспортування малогабаритних вантажів і фото-відео зйомка, задачі дистанційного зондування земної поверхні, вирішення бойових задач не тільки у якості пристрою для спостереження, а і як мобільна вогнева одиниця.

Монокоптер – це найменш досліджений тип коптерів, як результат їх майже не використовують. Як можна зрозуміти з назви монокоптери мають один двигун і один гвинт. З точки зору системи керування монокоптер більше нагадує безпілотний літальний апарат класичного типу, тому що, органами керування є кермові машини (сервомашини), вони повертають поверхні керування схожі на елерони або рулі напрямку та висоти на літаках. Керування іншими коптерами здійснюються за допомогою двигунів, це або керування швидкістю обертання (тяга, момент), або повертанням двигунів.

Математична модель монокоптера для керування кутами тангажу та крену після деяких спрощень та перетворень нагадує математичну модель гіростабілізатора. З цього випливає, що загальні принципи керування для безпілотних літальних апаратів не підходять для керування монокоптером та іншими коптерами, оскільки у них не має чітко виражених органів керування, характерних для класичних безпілотних літальних апаратів. В конструкції монокоптера органами керування є рулі, що створюють моменти відносно центра мас, які в свою чергу змінюють напрям вектору тяги, тобто створюють його горизонтальну складову для переміщення його в просторі. Разом з тим, якщо час дії моменту малий, а орган керування працює як тример – вирішується задача стабілізації монокоптера. Алгоритм керування та стабілізації спирається на лінійний регулятор Калмана-Летова та фільтр Калмана, що забезпечує високу точність визначення параметрів кутового положення монокоптера.

Як вже було сказано раніше: коптери – це літаючі платформи для будь-якого обладнання. Таке ж застосування підходить і для монокоптерів але є ще одна здатність, яка відрізняє монокоптери від інших – з окремих монокоптерів можна створювати великі літаючі платформи. На відміну від коптерів з більшою кількістю гвинтів об'єднати кілька коптерів для вирішення поставленої задачі значно легше, це принцип модульності конструкцій. Ми маємо деяку кількість однотипних модулів які просто необхідно об'єднати певним чином для вирішення тієї або іншої задачі.

УДК 62-531.787

Нечипоренко О. М., Лебедєв К.А.

**СИСТЕМА АВТОМАТИЗОВАНОГО КОНТРОЛЮ
БАРОМЕТРИЧНИХ ВИСОТОМІРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

Перші практичні завдання оптимального управління були пов'язані з оптимізацією нелінійних динамічних систем для авіабудування, створення космічних апаратів і роботів. Але і в теперішній час вирішення *задачі оптимізації* для різних практичних застосувань є актуальним. Нерозв'язаною задачею є оптимізація системи автоматизованого контролю (САК) барометричних висотомірів (БВ) за швидкістю, надійністю і точністю, тому що точне її рішення все ще викликає складнощі.

Ця задача тісно пов'язана з задачею комплексної автоматизації технологічних процесів на виробництві, в тому числі контролю, градування та перевірки продукції авіаційних приладобудівних підприємств.

Для розв'язання поставленої задачі проведена розробка САК повітряного тиску на базі частотного АЗТ, який від вантажопоршневих відрізняється тим, що він представляє собою нелінійну систему автоматичної стабілізації з релейним виконавчим пристроєм і адаптивним керуванням з високими показниками точності та швидкодії.

Наукова новизна роботи полягає в тому, що розроблений *оптимальний за швидкістю* алгоритм функціонування САК, що працює в області середнього та низького вакууму, в якому формується *односторонній* підхід до заданого рівня тиску без погіршення точності і надійності.

Оптимізація системи за точністю, швидкістю і одностороннім перехідним процесом (мультикритерійна оптимізаційна задача) дозволила вибрати в результаті релейний виконавчий пристрій керування.

Створена комплексна математична модель динамічних процесів в релейній цифровій САК.

Матеріали доповіді можуть бути використані при проектуванні швидкодіючих систем автоматичного і автоматизованого контролю, керування і регулювання будь-яких фізичних величин, коли потрібний односторонній перехідний процес. Розроблена САК, що містить комплекс АЗТ з системою автоматичного виміру та запису показників вимірювальних перетворювачів тиску з електричним виходом з метою підвищення точності і продуктивності і виключення помилкової роботи оператора, може бути використана у відділах технічного контролю метрологічних підприємств, зокрема підприємств авіаційного приладобудування.

УДК 629.783

Ожог М.В., Рижков Л.М.

ПРОВЕДЕННЯ НАПІВНАТУРНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ ЗІ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОДНОВІСНОГО МАКЕТУ МІКРОСУПУТНИКА ПО ЗАДАНОМУ СИГНАЛУ КЕРУВАННЯ

Визначення орієнтації та задача стабілізація твердого тіла у просторі являються ключовими задачами побудови системи керування рухомим об'єктом. Вони набули особливого значення у зв'язку із розробкою надмалих та високоточних рухомих об'єктів (супутники, безпілотні літальні апарати), де в першу чергу основними характеристиками апаратів являються характеристики точності, які безпосередньо залежать від наявних систем орієнтації та стабілізації.

Задача побудови каналу стабілізації мікросупутника полягає у створенні математичної моделі одновісного імітатора руху мікросупутника та відпрацювання ним реальних сигналів текучих координат об'єкта, отриманих шляхом алгоритмічної обробки сигналів первинних вимірювачів.

Використовуючи інженерно-математичний пакет Matlab і інтерактивний інструмент для моделювання Simulink, створено модель каналу стабілізації мікросупутника, що працює в режимі реального масштабу часу. Врахування збурень робить можливим при моделюванні виявлення прорахунків і помилок при роботі системи для подальшого їх усунення.

При проектуванні математичної моделі одновісного каналу стабілізації в початковий момент стабілізації була врахована різниця кутова швидкість руху ротора двигуна-маховика та тіла об'єкта.

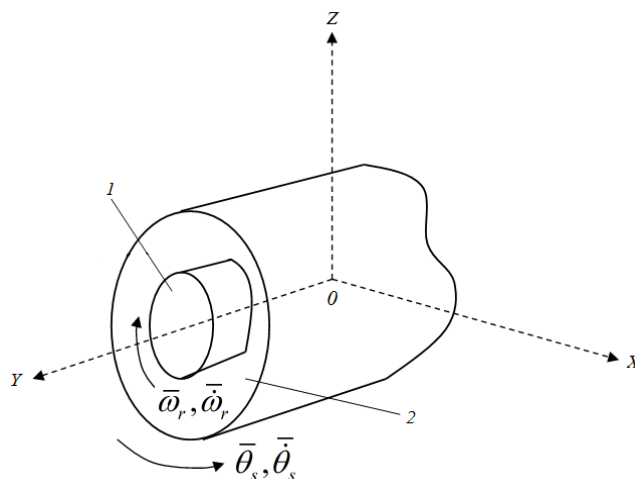


Рис.1 Напрямки обертання ротора двигуна-маховика(1) та тіла об'єкта стабілізації(2) у заданій системі координат

Це дало можливість ввести демпфуючі складові до рівняння руху, але наклало певні обмеження на геометричні параметри ротора ДМ задля

забезпечення параметрів якості системи. При отриманні передатної функції за критерієм Гурвіца аналітично була визначена умова стійкості системи та обмеження на моменти інерції об'єкта стабілізації.

На основі отриманої передатної функції було побудовано схему одновісного каналу стабілізації та відпрацьовано сигнали з реальної системи орієнтації, що попередньо були зняті та записані.

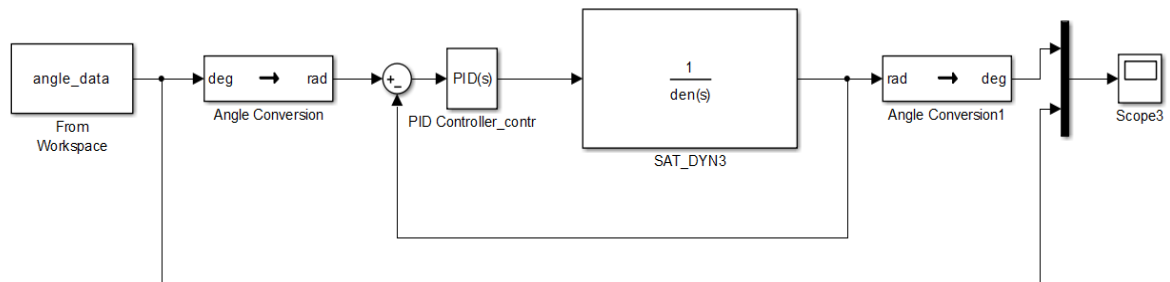


Рис.2 Simulink-модель одновісного макету системи стабілізації

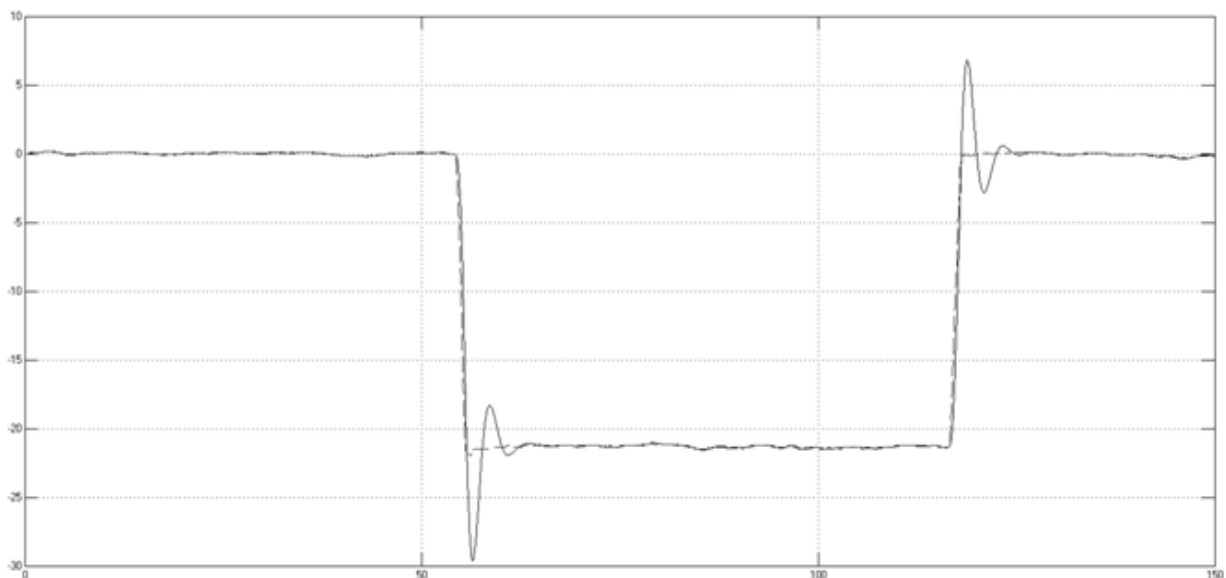


Рис.3 Графік роботи системи стабілізації (пунктирна лінія-заданий сигнал, суцільна лінія-відпрацьований сигнал)

У майбутньому буде виконано покращення якісних характеристик системи за рахунок синтезу регулятора.

Створення моделі одновісного каналу стабілізації дає можливість для подальшого прорахунку інших двох ортогональних каналів задля проектування повноцінної системи стабілізації мікросупутника.

УДК 513.7

Олійник Є.М., Рижков Л.М.

ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА НА ОСНОВІ ІНФОРМАЦІЇ З GPS

На даний час існує багато способів визначення кутової орієнтації супутників. Достатньо розповсюдженим є використання двовекторних методів визначення орієнтації, але це потребує наявності вимірювачів цих векторів, похибки яких спричиняють появу похибки визначення орієнтації супутника.

Перспективним напрямом визначення орієнтації супутників є використання інформації з GPS. При цьому виникають проблеми підвищення точності та зменшення часу вимірювання кутового положення. На вирішення даної проблеми спрямований запропонований алгоритм.

Наукова новизна полягає у вдосконаленні сучасних алгоритмів визначення орієнтації за допомогою GPS з метою покращення точності системи.

Алгоритм базується на порівнянні вимірних та обчислених різниць відстаней від антен, встановлених на супутнику, до GPS-супутників.

В алгоритмі використовується метод найменших квадратів. Задача оцінювання орієнтації з використанням критерію найменших квадратів полягає у визначенні ортогональної матриці з детермінантом +1, яка б мінімізувала функцію втрат

$$g(A) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \|\Delta r_{ij} - \mathbf{b}_i^T A \mathbf{s}_j\|^2 = \frac{1}{2} \text{tr} \begin{bmatrix} R - B^T A S & R - B^T A S^T \end{bmatrix}.$$

Матеріал роботи може бути використаний при створенні систем орієнтації не тільки супутників, а й інших рухомих об'єктів.

УДК: 629.783.08

Пазинич Д.С., Іванов С.В.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВОЛОКОННО-ОПТИЧНОГО ГІРОСКОПА

Волоконно-оптичні гіроскопи (ВОГ) використовуються в системах автоматичного контролю, управління та діагностики. Область їх застосування постійно розширюється, а пред'явлені технічні і конструктивні вимоги стають більш різноманітними. В даний час різні моделі ВОГ виробляються у промислових кількостях у багатьох індустріально розвинених країнах.

За своїми метрологічними характеристиками ВОГ не поступається традиційним гіроскопам, але має більш високі експлуатаційні

характеристики, тому що являє собою повністю твердотільний прилад (який не містить маси, що обертається).

ВОГ володіють рядом технічних переваг порівняно з більш "старими" механічними і лазерними гіроскопами:

- Високі експлуатаційні характеристики: надійність, довговічність і стійкість до ударів і вібрацій, малі габарити, маса і енергоспоживання, сумісність з мікроелектронними пристроями обробки інформації.
- Високі метрологічні характеристики: висока чутливість, широкий динамічний діапазон, малий дрейф нуля і малий час виходу на режим.
- Низька ціна.

Як і у всіх оптичних гіроскопів, принцип роботи ВОГ заснований на ефекті Саньяка. У ВОГ проявляється також безліч інших, часто маловідомих фізичних ефектів: поляризаційні, термооптичних, магнітооптичні, нелінійні і т.д.

Метою роботи є підвищення точності волоконно-оптичного гіроскопа. Підвищення точності ВОГ було основною проблемою останніх років. Високі метрологічні характеристики були отримані тільки після використання оптимальних методів фільтрації оптичних і електричних сигналів. Проте, необхідність проведення досліджень зберігається у світлі зростаючих практичних вимог до точності та експлуатаційним характеристикам. В даній роботі будуть розглянуті методи підвищення точності за допомогою керування фазовим модулятором та цифрової обробки інформації.

УДК 519.6

Парфентієв Ю.О., Бондар Ю.І.

ЛІТАК КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

Проект літака базується на аналізі конструктивних особливостей кращих зразків повітряних суден даного класу та статистичних даних про авіаційні перевезення. Враховано, що такі літаки як DC-10, Ан-24, ATR 42-500, Dash 8, та деякі інші, з якими має конкурувати проєктований літак в даному сегменті ринку за своїми економічними та льотно-технічними показниками не відповідають сучасним вимогам ефективності, а крім того, їх ресурс наближається до вичерпання.

Актуальність розробки літака ґрунтується на тенденції росту пасажирських і вантажних перевезень, підвищенням попиту на авіаперевезення всередині країни та за кордоном.

Мета роботи — спроектувати літака середнього зльоту та посадки з покращеними злітно-посадочними характеристиками і проект передньої опори шасі в спеціальній частині.

Запропоновано вдосконалений спосіб розрахунку параметрів амортизаційної системи шасі на основі скінченно-елементної сітки.

При виконанні роботи були поставлені і вирішені наступні задачі:

- проведено аналіз конструкцій найбільш ефективних сучасних літаків КВП;
- визначено основні льотно–технічні характеристики спроектованого літака;
- обґрунтовано вибір конструктивної схеми літака;
- розроблено конструкцію літака КВП, розрахованого на перевезення 52 пасажирів на відстань до 980 км;
- обрано оптимальні двигуни;
- виконано розрахунок мас літака для різних варіантів завантаження;
- виконано компонування і розрахунок варіантів центрування;
- проведено оцінку льотно–технічних характеристик;
- розроблено комплекс заходів з охорони праці, навколишнього середовища та безпеки польотів.

Виконано розрахунок та спроектовано передню опору шасі з використанням новітнього конструкційного матеріалу - титан.

УДК 629.7

Пасічник Д.Д., Вірченко Г.А., Незенко А.Й.

ОСОБЛИВОСТІ НІВЕЛЮВАННЯ ЛІТАКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЛАЗЕРНОЇ КООРДИНАТНО-ВИМІРЮВАЛЬНОЇ МАШИНИ

Удосконалення наявних і пошук нових методів, способів, прийомів та алгоритмів автоматизованого опрацювання авіаційної продукції є актуальною науково-технічною проблемою. Це відноситься і до нівелювання літака. Зростаючі вимоги до точності вимірювань поверхонь ставлять задачу про нові засоби та методи проведення нівелювання літаків.

Одним з перспективних методів є метод із застосуванням лазерних координатно-вимірювальних систем.

Застосування координатно-вимірювальних машин (КВМ) дозволяє оперативно із достатньою точністю вимірювати геометричні параметри простих і складних об'єктів, включаючи великогабаритні, вимірювання яких традиційними способами вимагає спеціального дорогого оснащення.

Однією з основних особливостей проведення нівелювання за допомогою КВМ є те, що під час вимірювання відбувається опрацювання тривимірних координат точок (контролюються всі три параметри), тоді як при звичайному нівелюванні визначаються проекції контрольних точок на

вертикальну або горизонтальну площини (контролюється один параметр перевищення). За нових умов потрібно вводити систему координат, в якій будуть проводитися всі обчислення. За допомогою «математичного вирівнювання» не вимагається проводити механічне вирівнювання виробу, або точної установки літака в горизонтальне положення. При цьому не потрібно окремо визначати вимірювальну систему координат, а в процесі нівелювання обирається найвигідніша.

Найважливішою з переваг даного методу нівелювання є нові можливості аналізу точності геометричних параметрів об'єкту. Застосовуючи КВМ проводиться обмір точок агрегату (деталі) та, на основі отриманої «хмари» точок, генерується нова електронна модель фактичної геометрії об'єкта, яку крім аналізу деформацій можна використовувати й для аеродинамічних досліджень. Це дає нові можливості щодо: виявлення фактичної форми літака після виготовлення або ремонту; визначення залишкових деформацій конструкції після випробувань або складних умов експлуатації; отримання необхідної інформації для прийняття рішення про можливість подальшої експлуатації літака.

Застосування лазерних КВМ вирішує питання задоволення сучасним вимогам до точності контролю аеродинамічних обводів літака, його трудомісткості та ефективності. Точність вимірювань зростає на порядок при тому, що додатково реалізується можливість здійснення автоматичного аналізу отриманих результатів та відповідного заповнення нівелювальної документації. Це дозволить істотно скоротити час проведення зазначених робіт. Використання координатно-вимірювальних систем є кроком до підвищення ефективності виробництва і обслуговування літаків.

УДК 629.01, 628.7

Петляшенко А.В., Сухов В.В.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ АТМОСФЕРИ ПОЖЕЖІ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Безпілотні літальні апарати (БпЛА), широко використовуються для моніторингу та спостереження за лісовими пожежами. Патрульний політ здійснюється на висоті 600-800 метрів над рівнем моря.

Метою даної роботи є: дослідження впливу середовища горіння, на аеродинамічні параметри безпілотного літального апарату .

Для оцінки ефективності застосування БпЛА був обраний критерій - число Рейнольдса, оскільки, він найбільш точно може описати збурену середу. Діапазон початкових параметрів визначений на основі статистики: швидкість 60-120 км/год., хорда крила від 0,2-0,5 м., профіль BE9403B (максимальна товщина 8,95% на 20 % хорди , кривизна 4,63 % на 30 %).

В результаті досліджень були отримані залежності аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки, над зоною фронту пожежі. З аналізу отриманих даних можна зробити наступні висновки:

При польоті на висоті 10 м. над пожежею:

1. Коефіцієнт сили опору над зоною лісової пожежі з числом Рейнольдса 20 000 лежить в межах 0.015-0.2 (при стандартній атмосфері 0.005-0.03).
2. Коефіцієнт максимальної підйомної сили знизився з 1.6 до 0.7.
3. Оптимальна аеродинамічна якість змінилася від 15 до 40 в діапазоні кутів атаки $0^\circ - 5^\circ$.

При польоті на висоті 60 м. над пожежею, характеристики не суттєво відрізняються від стандартної атмосфери.

На основі цих даних були сформульовані рекомендації, не тільки, щодо висоти польоту над фронтом пожежі, але також, стосовно особливостям вибору аеродинамічного профілю.

УДК 004.93'11

Пікєнін О. О., Прохорчук О. В.

ПІДВИЩЕННЯ ІНФОРМАТИВНОСТІ БАГАТОСПЕКТРАЛЬНИХ ЗОБРАЖЕНЬ ДЛЯ ЗАДАЧ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ

Методи дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) широко використовуються для розв'язання різноманітних задач. Виділяють такі області застосування ДЗЗ: пошук корисних копалин, отримання інформації про стан навколишнього середовища, оцінювання стану, вивчення екосистем та їх різноманіття, гідрографія, оцінювання наслідків стихійних лих. Нині у світі є понад 20 компаній, які займаються задачами ДЗЗ, серед них: Jeppesen, Trimble, ArcGis, GeoGude, Spectra Precision.

Сучасні апаратні засоби дистанційного зондування Землі з висотних носіїв фіксують зображення у видимому та інфрачервоному діапазонах. Сукупність розподілів яскравості відповідних зображень утворює багатовимірний геометричний об'єкт – багатоспектральне зображення (БСЗ), складові якого подають просторові форми та фізичний стан зафіксованих матеріальних об'єктів.

Основним методом зменшення вимірності БСЗ, поданих у такому форматі, на даний час є фільтрація їх численних складових, яка зводиться до апроксимації розподілу яскравості вихідного растрового зображення сукупністю графічних примітивів.

Для вирішення задач ДЗЗ, а саме забезпечення високої інформативності та точності бракує універсального інструменту (методу фільтрації), який би зміг забезпечити високий рівень пошукової здатності до

обраного об'єкту (аеропорт, машина, берегова лінія) в незалежності від ракурсу знімку, якості оригінального зображення та обчислювальних потужностей. На даний момент майже всі задачі пов'язані з інформативністю та точністю є евристичною задачею яка потребує індивідуального підходу для кожного знімку.

Аналіз та модифікація існуючих фільтрів та корекція існуючих пошукових методів для підвищення інформативності багатоспектральних растрових зображень (пошуку малорозмірних об'єктів) на основі фільтрації поліхроматичних градацій та порогів яскравості.

Використання модифікованих фільтрів та методів пошуку дало змогу створити програмний продукт, який значно покращив дешифрувальний стан зображень, що дало можливість розрізняти малорозмірні об'єкти, які не можна було спостерігати на оригінальних знімках, та виділяти об'єкти з тепловими аномаліями та об'єкти, що несуттєво відрізняються за кольором у видимому діапазоні на оригінальних знімках.

УДК 629.022.14

Пономаренко Д.В., Попов В.В.

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ БОКОВИМ РУХОМ ЛІТАКА ПРИ ПОЛЬОТІ В ЗАДАНУ ТОЧКУ

Вдосконалення методів і способів оптимізації алгоритмів керування є однією з основних задач в теорії і практиці систем автоматичного керування польотом літальних апаратів. Метою даної статті є розробка алгоритму траєкторного автоматичного керування бічним рухом літального апарату за допомогою синтезу системи методом кореневого годографа. Тобто необхідно підібрати такі коефіцієнти закону керування, за яких якість перехідного процесу по кожному з параметрів буде найкращою. Оцінка якості перехідного процесу проводитиметься за допомогою інтегрального квадратичного методу оцінки.

На основі сучасних уявлень про систему управління польотом літака складена функціональна схема системи автоматичного керування боковим рухом літака і подана коротка характеристика її основних елементів. За допомогою методів сучасної теорії автоматичного керування, система рівнянь бокового руху була представлена в просторі станів .

Метод кореневого годографа є графічним, а сам годограф дозволяє отримати якісну інформацію про стійкість і динамічні показники системи . Він з однаковим успіхом застосовується як до одноконтурних, так і до багатоконтурних систем. Якщо положення коренів характеристичного рівняння не влаштовує проектувальника, то по кореневому годографу він легко може визначити, як необхідно змінити варійований параметр системи.

Відповідно до цього трактування синтезуємо алгоритм управління внутрішнього контуру виду:

$$\delta_3 = K_3^\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_3^{\omega_x} \omega_x,$$

де

$$\gamma_3 = K_z^\gamma (z - z_3) \text{ и } z_3 = 0.$$

Для оцінки ефективності отриманого регулятора, проводимо моделювання системи в пакеті Simulink, оцінка якості перехідного процесу проводитиметься за допомогою інтегрального квадратичного методу оцінки.

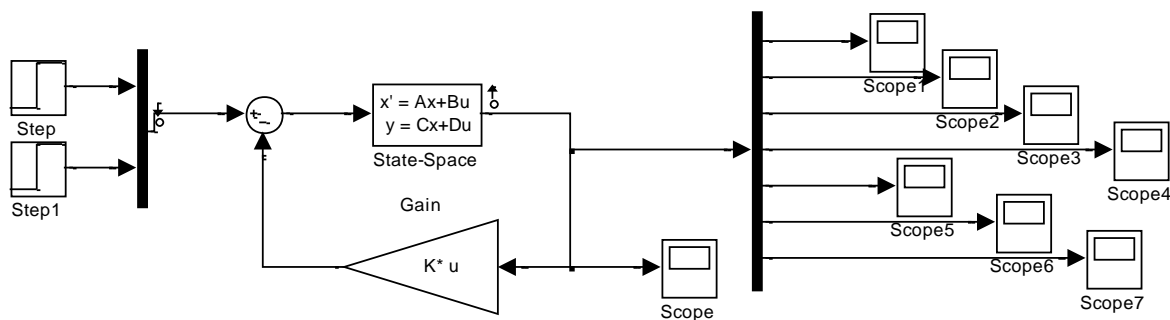


Рис. 1 Система автоматичного керування побудована в Simulink

Для отриманих коефіцієнтів побудуємо графіки перехідних процесів

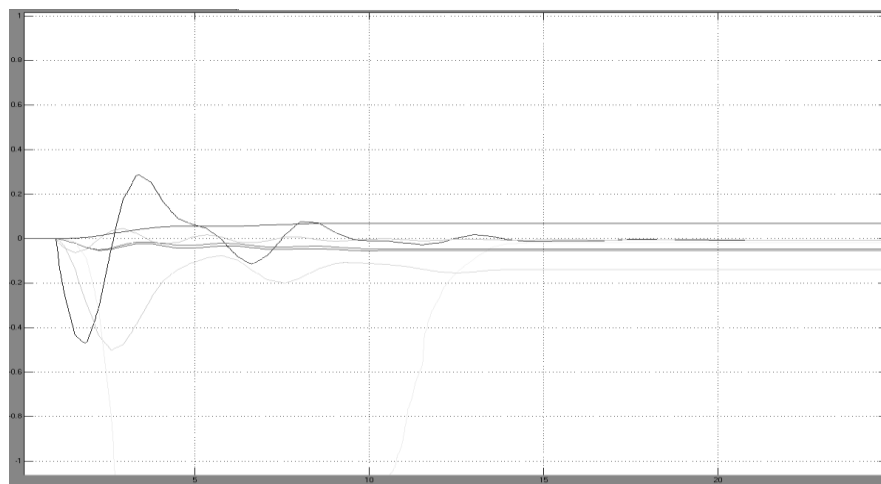


Рис. 2(а) Реакція системи на східчастий вплив від кожного входу

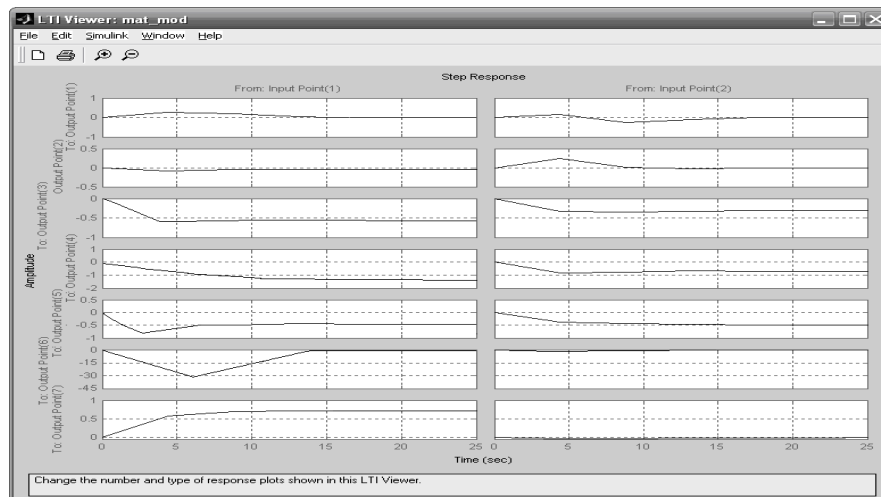


Рис. 2(б) Реакція системи на східчастий вплив від кожного входу

Синтез і моделювання САК були зроблені з допомогою комп'ютерної програми MatLAB.

Отримані результати дозволили покращити параметри керування літаком у цілому за рахунок удосконалення алгоритмів автоматичного керування боковим рухом літака при польоті в задану точку.

УДК 629. 735

Пулава О.В., Кривохатко І.С.

ОЦІНКА АЕРОДИНАМІЧНИХ І МІЦНІСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА ТЕЛЕСКОПІЧНОГО КРИЛА

В останнє десятиліття трубний запуск БПЛА став поширеним. Через це аеродинамічна схема тандем є цікавим об'єктом досліджень. У свою чергу для покращення аеродинамічних характеристик БПЛА важливим є дослідження телескопічного крила.

Метою даного дослідження є розробка математичної моделі аеродинамічних характеристик телескопічного крила БПЛА та оцінки характеристик міцності крила.

Математична модель враховує зміну опору телескопічного профілю крила завдяки:

- зміні відносної товщини крила;
- зміні середньої хорди (а, отже і числа Рейнольдса) крила.

Крім того, математична модель враховує зміни, що викликані змінами опору, шляхом приведення телескопічного крила до еквівалентного трапецеїдального і застосування різних відомих методологій розрахунку крила.

Крім того, було проведено розрахунок напружень, була визначена найбільш навантажена ділянка крила і за оцінками для телескопічного крила маса зростає.

Це дослідження представляє математичну модель телескопічного крила малого БПЛА аеродинамічних характеристик в діапазоні чисел Рейнольдса $Re = 125000 \dots 250000$.

Було встановлено, що зменшення хорди телескопічного крила практично не впливає на аеродинамічні характеристики БПЛА при крейсерському польоті, так, як зростання профільного опору компенсується зменшенням загального опору крила. Отже зміна хорди телескопічного крила дозволяє будівництво різноманітних модифікацій БПЛА з різними можливостями по перевезенню корисного навантаження або зміни двигуна без жодних аеродинамічних змін. Якщо телескопічне крило має один і той же профіль по всьому розмаху, тоді позиція фокусу крила є сталою і характеристики поздовжньої стійкості крила є визначені і стабільні. Визначені характеристики телескопічного крила БПЛА дозволяють віднести дану конструкцію до перспективних напрямків розвитку малого класу БПЛА.

УДК 629.7.015

Рудакова А.Ю., Мариношенко О.П.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОВЗДОВЖНЬОГО РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Сучасний розвиток авіації характеризується тим, що від авіаційної техніки вимагається неухильне підвищення ефективності експлуатації. У зв'язку з цим вона стає все більш дорогою і спеціалізованою. Ця тенденція вимагає від розробників мінімізації запасів у розрахунках не тільки міцності конструкції, але і показників безпеки експлуатації. Від експлуатаційників потрібно все більш грамотна організація роботи, що забезпечує максимум ефективності при безумовному виконанні вимог безпеки польотів.

Таким чином, з'являється нагальна необхідність застосування таких науково-технічних методів, які дозволяють з малими витратами отримати якомога більш точні характеристики руху літальних апаратів. З розвитком обчислювальної техніки роль одного з таких методів, безумовно, самого ефективного та економічного, стало брати на себе математичне моделювання.

Результати, отримані в натурних умовах, показали відмінності деяких характеристик в порівнянні з результатами розрахунків та трубних експериментів.

Залишаються нез'ясованими важливі питання, що стосуються реальних значень аеродинамічних коефіцієнтів ЛА при його русі в натурних умовах.

В даний час велика увага приділяється створенню безпілотних літальних апаратів (БПЛА), призначених для вирішення різних задач. Важливим етапом створення такого літального апарату (ЛА) є його льотні випробування, одним із завдань яких є уточнення його аеродинамічних характеристик. Пропонується методика теоретичних і експериментальних досліджень для відпрацювання питань аеродинаміки, динаміки польоту та керування рухом БПЛА.

В роботі ставиться задача знайти комплексне рішення задачі визначення основних характеристик безпілотного літака на основі процедури обробки інформації, що включає попередній аналіз перехідних процесів і використання методу найменших квадратів з подальшою підсумковою обробкою інформації.

В даній роботі на основі отриманих нелінійних математичних моделей повздовжнього руху БПЛА та на основі їх математичного моделювання отримано графік зміни кута атаки за часом при відхиленні руля висоти. Показано, що з використанням вказаної залежності є можливість провести процедуру ідентифікації аеродинамічних похідних m_z^α і $m_z^{\omega_z}$.

Також наведена методика врахування при проведенні процедури ідентифікації зовнішніх збурень в якості яких розглянуті впливи поривів вітру.

Отримані результати, а саме ідентифіковані аеродинамічні похідні дають змогу проводити більш глибоку ідентифікацію параметрів БПЛА про що буде іти мова в наступних роботах авторів.

УДК 62-503.55

Русавський А.В., Зінченко Д.М.

ФОРМУВАННЯ АЛГОРИТМУ ЗЛЕТУ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ПОНИЖЕНИХ РЕЖИМАХ РОБОТИ РУШІЯ

Зліт літака складається з двох основних ділянок: наземного і повітряного. Характеристики виконання наземної ділянки (розгону) визначаються залежно від висоти і температури аеродрому, величини і напрямку вітру, довжини, коефіцієнта тертя і ухилу злітно-посадочної смуги (ВПП), режиму роботи двигунів і злітної маси літака.

Безпосереднє визначення характеристик розгону виконується за допомогою заздалегідь розрахованих для конкретного типу літака і приведених в його Керівництві по льотній експлуатації (РЛЕ) номограм. Коли злітна маса літака менше максимально допустимою, номограми

передбачають розрахунок характеристик зльоту при зниженому (відносно максимального) режимі роботи двигунів. Це дозволяє економити ресурс роботи двигунів і паливо. Проте процедура використання номограм вельми трудомістка і вимагає великої точності і педантичності. Тому, як правило, зліт літаків, незалежно від умов, здійснюється при роботі двигунів на злітному режимі.

Автоматизація використання номограм вирішує лише питання попереднього розрахунку характеристик зльоту з використанням знижених режимів роботи двигунів, але не гарантує витримки заданих значень характеристик розгону в його процесі. Це пояснюється тим, що в номограмах не можна врахувати всі можливі відхилення значень реальних характеристик аеродрому, літака і, зокрема, двигунів від їх очікуваних або заявлених значень. Тому для забезпечення безпечного зльоту літака при роботі двигунів на знижених режимах актуальне завдання розробки математичного алгоритму корекції роботи двигунів в цілях витримки необхідних значень характеристик розгону з врахуванням дії обурень.

УДК 629.01, 629.7

Семеха А.О., Мариношенко О.П., Колесніченко В.Б.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТА ВЕРИФІКАЦІЇ МІЦНОСТІ КРИЛА НАДЛЕГКОГО ЛІТАКА З ГНУЧКОЮ ОБШИВКОЮ

На сьогоднішній день динамічно прогресуючим класом літальних апаратів є клас надлегких літаків з надзвичайно малою злітною вагою. Маса конструкції подібних ЛА порівнянна з масою пілота, а в ряді вдалих проектів навіть істотно нижче її. Вимоги до міцності конструкцій таких ЛА практично не регламентовані, а методики проектування не стандартизовані. Водночас вкрай низька вага конструкції означає дуже високу вагову ефективність, яка може бути досягнута тільки шляхом послідовного застосування найсучасніших методик аеродинамічного і міцнісного проектування в тому ж обсязі і з тією ж ретельністю, як у “ великій ” авіації. Ще одним фактором, що вимагає серйозних досліджень, є висока гнучкість аеродинамічних поверхонь, виконаних за традиційною технологією “ultralight”, що призводить до виродженості аеропружних явищ.

Спроба комплексного вирішення завдання аеродинамічного і міцнісного проектування крила з гнучкою тканинної обшивкою була здійснена в процесі створення надлегкого літака SkyFellow, що має такі основні характеристики:

- маса порожнього літака – 250 кг;
- максимальна злітна маса – 560кг;
- маса корисного навантаження – 300 кг;

Для вказаного літака було вирішено наступні задачі:

- синтезовано сертифікаційний базис на основі норм льотної придатності FAR -23 (utility cat), CS- VLA, BCAR - S, LTF і LSA;
- визначено інтегральні навантаження на аеродинамічні поверхні і конкретизовано розрахункові випадки навантаження;
- чисельними методами змодельовано розподіл тиску по поверхні крила у всіх розрахункових випадках як на “чистому” крилі, так і в разі відхилення механізації та елеронів;
- визначено конструктивно-силову схему крила, побудовано кінцево-елементну модель конструкції і розраховано напружено-деформований стан у всіх розрахункових випадках;
- дано оцінку перерозподілу аеродинамічних навантажень в результаті деформування поверхні крила, усунуто небезпечні статичні аеропружні явища (дивергенція і реверс елеронів);
- оптимізовано геометричні та жорсткісні параметри конструкції.

Застосування комплексного підходу до задачі проектування крила літака SkyFellow дозволило не тільки отримати конструкцію, що поєднує високу міцність і масову ефективність, але й зібрати значну доказову базу для подальших випробувань і сертифікації ЛА.

УДК 621.396.6:621.391.827

Синенко А.П., Єрмаков Д.В., Шурпач С.А.

СИСТЕМНО-ОРІЄНТОВАНИЙ ПРИЛАД ВИМІРЮВАННЯ РІВНЯ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ ЗАВАД В ПРОМИСЛОВІЙ МЕРЕЖІ

Забезпечення електромагнітної сумісності є одним з найважливіших етапів у процесі розробки електронних пристроїв. Для цього потрібно з великою точністю вимірювати та зменшувати рівень електромагнітних завад (ЕМЗ), раніше названих радіошум або електричним шумом. Діапазон цих вимірів – від 1 Гц приблизно до 40 ГГц. Електромагнітні завади є причиною, що перешкоджає спільній роботі засобів радіомовлення, телебачення, радіозв'язку, радіолокації, навігації і безлічі радіоелектронних, електричних та електромеханічних пристроїв, апаратів і систем в умовах загальної електромагнітної обстановки. ЕМЗ можуть порушити радіоприйом і функціонування стимуляторів серцевої діяльності, викликати навігаційні помилки і багато інших неприємних, а іноді і катастрофічних подій. Тому проблема «забруднення» перешкодами радіочастотного спектра стала міжнародною, і її слід вирішувати, дотримуючись розумного співвідношення між ефектом, який при цьому досягається, і економічними витратами.

Всі прилади що працюють з промисловою мережею (напруга – 220 В, частота – 50 Гц) повинні відповідати державним або міжнародним

стандартам з електромагнітної сумісності. Особливо важливим цей пункт є для пристроїв, що в процесі роботи формують синусоїдальну напругу (генератори, інвертори тощо). Через нестабільність сигналу на виході приладу виникають електромагнітні шуми.

Метою роботи є розробка приладу для виявлення рівня електромагнітних завад в промисловій мережі. Структурна схема пристрою (рис.1) складається з смугового фільтра, що управляється мікроконтролером, детектора СКЗ та вбудованого 10-розрядного АЦП.

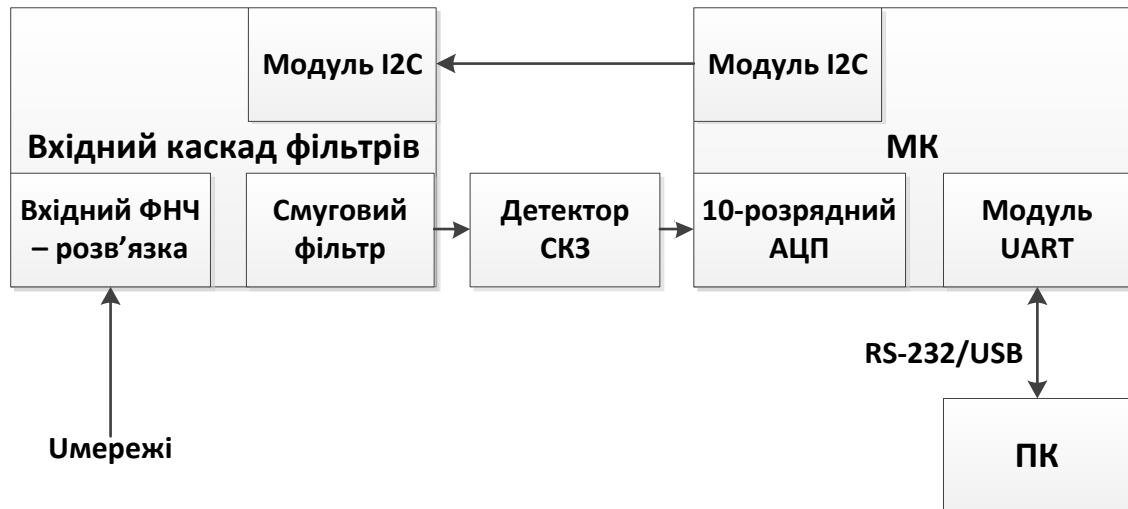


Рис.1 Структурна схема пристрою

У схемі приладу використовується МК фірми Texas Instruments MSP430G2553, оскільки він є доволі універсальним, має декілька режимів ефективного енергозбереження і пропонує гарне співвідношення ціни до якості.

За допомогою цього МК здійснюється підключення до ПК по інтерфейсу RS-232 (USB). Програма з графічним інтерфейсом, що встановлена на ПК, призначена для індикації та обробки даних, також може використовуватися для калібрування прошивки МК.

Для управління смуговим фільтром використовуються цифрові потенціометри фірми Analog Devices з наступними перевагами характеристиками:

- максимальна похибка номінального опору 8 %;
- частотна смуга: 3
- температурний коефіцієнт 35 ppm/°C (в режимі реостата);
- температурний діапазон від -40°C до 125°C;
- захист від електростатичного розряду до 4 кВ.

Отже, розробка зазначеного приладу є досить актуальною задачею з комерціалізованим ефектом. По-перше, даний прилад є селективним мікрвольтметром діючих значень і тому має досить широку область застосування. Основним його призначенням є визначення рівня зава, що

розповсюджуються по провідниках та їх джерела в електричній схемі пристрою що перевіряється (генератора, інвертора тощо). По-друге, змінивши налаштування прошивки МК і замінивши елементну базу фільтра можна легко змінити налаштування приладу на інший діапазон частот. По-третє, теоретично, цю розробку можна використовувати для відстеження завад, які розповсюджуються бездротовим шляхом. Для цього достатньо перебудувати діапазон частот та знімати данні з антени.

УДК 62-835

Сікан О. П., Збруцький О. В.

МЕТОДИКА ПРОЕКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ ТА ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНОГО МОНОКОПТЕРА

На даний момент не існує або не має в загальному доступі єдиної методики для проектування малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА) типу монокоптер, а існуючі методики використовуються для створення пілотованих монокоптерів (гелікоптерів) великих розмірів.

Створення методики включає в себе безпосереднє проектування БПЛА із застосуванням комп'ютеризованих систем автоматизованого проектування, силових та аеродинамічних розрахунків, а також створенні діючого макету.

Для керування макетом розробляється система автоматизованого керування, яка надалі буде використовуватись для управління повноцінним апаратом.

Наукова новизна роботи полягає в тому, що розроблена методика дозволяє створити подібний апарат корегуючи його параметри для виконання поставленої задачі.

Розробка методики відбувалася паралельно зі створенням апарату, тому методика відображає в собі: створення та розрахунок математичної моделі руху, аеродинамічні розрахунки, силові розрахунки на міцність та ін.

Методика може бути використана для досить швидкого проектування монокоптера в залежності від поставленої задачі та умов. Апарати даного типу можуть мати як цивільне застосування (спостереження за лісовими пожежами, ведення аерофотозйомки, доставка вантажів) так і військове (оперативний контроль, налагодження зв'язку). Безпілотні літальні апарати типу монокоптер мають деякі переваги над БПЛА інших типів: застосування в малих, закритих приміщеннях, старт та посадка з непередбачених злітно-посадочних позицій, можливість "зависання" в повітрі для ведення спостереження.

УДК 621.396

Слабухін І.С., Іванов С.В.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ НА ОСНОВІ КІЛЬЦЕВОГО ЛАЗЕРНОГО ГІРОСКОПА

В сучасних безплатформних інерційних навігаційних систем (БНС) та безплатформних систем орієнтації (БСО) одним з основних функціональних елементів є інерційний вимірювальний блок. В ньому, у якості датчиків первинної інформації використовують кільцевий лазерний гіроскоп (ЛГ), що найкраще задовольняють вимоги до динамічного діапазону, стабільності масштабного коефіцієнта та надійності. Але ЛГ має суттєвий недолік – нелінійність функції масштабного коефіцієнта, що обумовлена синхронізацією зустрічних хвиль у резонаторі. Особливо гостро ця проблема постає коли необхідно провести вимірювання малих кутових швидкостей. Для подолання цих труднощів використовують вібропривід, котрий виводить гіроскоп із зони нечутливості за рахунок кутових коливань із заданою частотою.

В складі безплатформної інерційної навігаційної системи може знаходитися єдиний трьохосний ЛГ (кожний зі своїм віброприводом) або три незалежних одноосьових ЛГ. Оскільки на практиці більш поширений перший варіант, то було вирішено досліджувати саме його.

При роботі такої системи наявна проблема взаємного впливу віброприводів гіроскопів. В літературі була розглянута ця проблема, але її вирішення було представлено на рівні рекомендацій до використання трьох віброприводів із різними частотами коливань. Проблема вібраційного збурення блоку ЛГ, в тому числі зовнішніх, досліджена для морських систем. В той же час на такі об'єкти не накладається жорстких обмежень на масу та габаритні характеристики, що дозволяє використання спеціальних масивних систем віброізоляції інерційних приладів від об'єкту котрий виконує переміщення.

На основі вищевказаного було вирішено дослідити вплив віброприводу на систему (на гіроскопи, вісь чутливості котрих розміщена перпендикулярно до даного), а також вплив зовнішніх збурень. Потім, на основі цього для конкретного гіроскопа необхідно розробити раму, котра найкраще задовольняє всім вимогам до системи, та скласти загальні рекомендації стосовно її вибору в інших системах. На даний момент всі ці питання є доволі актуальними.

В ході роботи була розроблена математична модель руху чутливого елемента (ЧЕ) ЛГ, котра враховує кінцеву жорсткість ВП по шести координатам, похибки статичного і динамічного балансування ЧЕ у ВП, а також параметри поступального та кутового руху основи ЛГ. Вивчений характер і визначені параметри руху ЧЕ ЛГ, викликані взаємодією ЧЕ та

рухомої основи ЛГ. Вивчається взаємодія коливальних систем ВП ЛГ та рами в складі трьохосового блоку ЧЕ та вплив цієї взаємодії на результуючу похибку. Надалі планується перевірка теоретичних результатів на практиці під час експериментальних випробувань для певної системи.

Практична цінність роботи полягає в тому, що її результати можна використовувати під час проектування сучасних БНС (в складі якої є ЛГ), або для удосконалення вже створеної навігаційної системи.

УДК 681.18

Солоп Д.О., Богомазов С.А.

РОЗРОБКА СИСТЕМИ ЗБОРУ ДАНИХ НА ОСНОВІ ПРОТОКОЛУ MQTT I RESTFUL ВЕБ-СЕРВІСУ

В сфері вимірювальної техніки існує ряд протоколів передачі даних, такі як PXI, VXI, GPIB та ін., але вони є достатньо специфічними, що ускладнює розробку систем та програмного забезпечення для їх використання. Окремо виділяються протоколи передачі даних, засновані на TCP/IP, такі як LXI, MQTT, веб-сервіси, та ін., але кожен з них має свої недоліки, що звужує коло застосування кожного з них окремо. Наприклад, за допомогою веб-сервісу можна реалізувати широке коло задач, але його використання вимагає великих накладних витрат на передачу даних. Для роботи по протоколу MQTT необхідна менша смуга пропускання, він дозволяє забезпечити гарантовану доставку повідомлень, але його використання обмежується передачею даних лише в реальному часі.

MQTT (Message Queue Telemetry Transport) – протокол обміну повідомленнями, що реалізує модель «публікація/підписка». Важливим елементом цієї моделі є поняття «тема». В обміні повідомлень їх адресати називаються темами. Теми представляють собою ієрархічну структуру. Клієнт підписується на вибрані теми і отримує всі повідомлення, що на них надходять. Крім того, існує декілька видів якості сервісу (QoS), що дозволяє гарантувати доставку повідомлення клієнту. Веб-сервіс - це програмна система зі стандартизованим інтерфейсом, що ідентифікується рядком URI. Внаслідок використання протоколу HTTP і передачі даних в форматі XML досягається незалежність взаємодії систем від їх реалізації. Під час використання RESTful веб-сервісу, параметри запиту передаються не в вигляді XML, а через рядок URI, що дозволяє зменшити кількість даних, що передаються і спростити обробку запиту. Відповідь сервера на запит даних, у загальному випадку має вигляд XML документу, хоча може використовуватись і інший формат. Вказані особливості дозволяють побудувати на базі RESTful веб-сервісу систему передачі даних з широкими можливостями, наприклад, зберігання і отримання збережених даних в різних форматах, отримання статистичної інформації про дані, і т.д.

Розроблена інформаційно-вимірювальна система базується на сумісному використанні протоколу MQTT і RESTful веб-сервісу для вирішення передачі даних, що дозволить використати переваги обох цих технологій. Для обміну інформацією використано ієрархічну структуру у вигляді: лабораторія/назва пристрою/повне ім'я каналу. Наприклад, для опису першого каналу напруги мультиметра в лабораторії AED_LAB використано ідентифікатор AED_LAB/MULTIMETER/VOLTAGE-CH1. Повне ім'я каналу обов'язково має містити ідентифікатор фізичної величини, після якого через дефіс може бути зазначено безпосередньо назву каналу. Для забезпечення єдності вимірювань всі значення повинні передаватись в системі CI. Назви тем MQTT і URI-адреси веб-сервісу аналогічні описаній структурі.

Програмне забезпечення веб-сервісу підписане на всі теми MQTT. При публікації вимірювальної інформації, значення зберігаються в базі даних і стають доступними для веб-сервісу. При відправці даних на веб-сервіс значення зберігаються в базі даних і публікуються через MQTT. Таким чином, реалізується синхронізація між протоколом MQTT і веб-сервісом. Вимірювальні дані передаються і приймаються як через MQTT, так і через веб-сервіс, що спрощує розробку програмного забезпечення клієнтів вимірювальної системи та самих приладів.

Для реалізації веб-сервісу застосовувалась технологія JAX-RS, що входить до складу Java EE. Вона полегшує процес розробки і дозволяє абстрагуватись від низькорівневих деталей передачі інформації. Для доступу до даних використовувалася бібліотека Hibernate, що перетворює записи в базі даних у об'єкти. В якості СУБД використовувалась система PostgreSQL. Вибір зумовлено її високою продуктивністю при паралельному навантаженні. Для реалізації можливостей передачі даних за протоколом MQTT вибрано відкритий сервер mosquitto.

Використання даних технологій та програмного забезпечення дозволяє використовувати розроблену систему на широкому спектрі операційних систем та апаратного забезпечення.

УДК 629.735.3

Сугак Д. В., Мариношенко О. П.

СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ГРУПОЮ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

В даний час набувають популярності системи управління групою безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Маючи переваги одиночного БПЛА, такі як дешевизна і простота використання, відсутність людини на борту, що дозволяє виконувати завдання, пов'язані з втратою ЛА, група

надає можливість виконувати більш складні завдання, шляхом його розділення на декілька апаратів.

Ще однією важливою перевагою є те, що група БПЛА збільшує шанси виконати поставлене завдання, оскільки, при втраті одного БПЛА, вся задача перерозподіляється між групою. Така система управління може бути використана в ряді операцій, включаючи картографію, спостереження за територією або рухомими об'єктами, а також для виконання пошуково-рятувальних операцій.

Одним з методів реалізації такої системи є підхід численних інтелектуальних агентів. Користувач завантажує завдання для виконання і карту перешкод місцевості, в якій буде проводитися дана задача. Завдання для агентів пишеться мовою високого рівня, потім вся задача вводиться в мікрокомп'ютер кожного БПЛА, після чого система розподіляє задачі між ними.

Агенти використовують тришаровий ієрархічний процес управління. Верхній шар містить логіку переходу і спосіб зв'язку. Логіка переходу керує розподіленням завдань, які визначають поведінку агента в будь-який момент часу. Процес комунікації керує обміном інформації про стан завдання між агентами. Також логіка переходу відповідає за керування відмовами. Якщо агент вимкнений або зв'язок з ним втрачено, інші, після закінчення критичного періоду очікування, візьмуть на себе його задачі. Середній шар містить траєкторний планувальник, який використовує модифікований метод потенційного поля для створення безпечної траєкторії для БПЛА, на основі перешкод на карті і поточної задачі. Нижній шар містить контролер відстеження траєкторії, який регулює швидкість та забезпечує ведення БПЛА за траєкторією.

Таким чином, система керування групою БПЛА на основі мультиагентного підходу дозволяє розширити можливості використання безпілотних літальних апаратів, здешевити використання декількох БПЛА, шляхом заміни безлічі систем для кожного ЛА однією. Така система може бути використана як у військових, так і в цивільних цілях.

УДК 629.783.41

Терьохін С. В., Черняк М. Г.

ВИЗНАЧЕННЯ НЕЛІНІЙНОЇ МЕТРОЛОГІЧНОЇ МОДЕЛІ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА

Базові датчики первинної вимірювальної інформації є одними з найважливіших елементів, які входять до складу безплатформених інерційних навігаційних систем і систем орієнтації. Від точності цих базових вимірювачів в значній мірі залежить і сукупна точність згаданих вище систем. Одними із таких датчиків є навігаційні акселерометри.

Для використання акселерометрів в складі БІНС, необхідно визначити його метрологічну модель. Для користувача найзручнішою формою такої моделі є лінійна метрологічна модель вихідного сигналу наступного вигляду:

$$Y_i = k_{10} a_i \quad (1)$$

де Y_i – вихідний електричний сигнал акселерометру, k_{10} – коефіцієнт перетворення акселерометру, a_i – проекція вимірюваного прискорення на вимірювальну вісь акселерометра.

Головною проблемою є те, що дійсна функція перетворення акселерометра суттєво відрізняється від ідеальної функції перетворення (1).

Метою роботи є представлення оптимальної метрологічної моделі акселерометра, яка б враховувала нелінійну (кубічну) залежність вихідного сигналу акселерометра від вимірюваного прискорення, а також температурний дрейф коефіцієнтів функції перетворення. Крім цього задачею є представлення методики та математичної моделі визначення коефіцієнтів метрологічної моделі.

В роботі обраний метод калібрування, а саме за допомогою тестових оборотів акселерометра в гравітаційному полі Землі.

Конструкція стенду для випробувань та методика калібровки забезпечуватимуть визначення наступних коефіцієнтів метрологічної моделі навігаційного акселерометру:

систематичних значень коефіцієнту зміщення нуля, коефіцієнта перетворення, коефіцієнтів перехресної чутливості, коефіцієнтів квадратичної та кубічної не лінійності;

випадкових похибок зміщення нуля (дрейф, не відтворюваність, варіація) та коефіцієнта перетворення (нестабільність);

систематичних температурних коефіцієнтів зміщення нуля, коефіцієнта перетворення, коефіцієнтів перехресної чутливості.

Адекватність розробленої метрологічної моделі та методики ідентифікації її коефіцієнтів підтверджуватиметься експериментально.

ДК 621.317.33.001

Титенко М.О., Зінченко В.П.

**ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ЗБОРУ ТА ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ,
РОЗПОДІЛЕННЯ ТИСКУ НА МОДЕЛІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

Високі темпи розвитку авіаційно-космічної та літакобудівної промисловості, інтенсивні впровадження новітніх технологій, створення композиційних матеріалів і полімерів вимагають від держави та провідних літакобудівних компаній вдосконалення існуючих та створення нових систем, які призначені для вимірювання тиску на борту найрізноманітніших літальних апаратів, починаючи з мікросупутників і завершуючи

пасажирськими літаками типу Боїнг 737 та Боїнг 747, які можуть вміщати до 250 пасажирів. У всьому світі вже створено багато подібних систем, які мають багато як позитивних рис, так і недоліків, наприклад занадто мала кількість датчиків, занадто низька чутливість датчиків, занадто низька швидкодія системи в цілому, яка зумовлена тим, що більшою частиною процесів в системі керує один могутній процесор, замість того щоб розподілити ці процеси по окремим частинам системи.

Повна автоматичність системи збору та обробки інформації, розподілення тиску на моделі літального апарату. Розширення діапазонів вимірювання тиску.

Сучасний розвиток електроніки в цілому став невід'ємною частиною розвитку систем збору та обробки інформації, розподілення тиску на моделі літального апарату та систем вимірювання тиску в країнах по всьому світу.

Подібні системи широко застосовуються на літальних апаратах майже всіх видів, а також можуть бути пристосовані для інших видів діяльності, пов'язаних з вимірюванням тиску. Однією з переваг системи збору та обробки інформації, розподілення тиску на моделі літального апарату є її висока чутливість, а також здатність датчиків працювати при перевантаженні в 20% (близько 20кПа).

Застосування автоматичного обладнання може значно спростити процеси вимірювання та розподілення тиску на літальних апаратах, покращити їх метрологічне забезпечення.

Вважаючи, що необхідно забезпечити автоматичність системи в цілому, то будується блок датчиків тиску, блок мультиплексорів 32 в 1 та мультиплексорів 8 в 1 і мікросхема MSC1211, до складу якої входять АЦП, мікроконтроллер та мультиплексом 8 в 1. Блок датчиків тиску підключається до блоку мультиплексорів, той до MSC1211а вже та підключається до персонального комп'ютеру і в результаті отримуємо швидкодіючий автоматизований процес вимірювання, в порівнянні, наприклад, з ручними методами вимірювання тиску або з іншими подібними системами.

УДК 539.3

Тіхон В.О., Сухов. В.В.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ СТРУКТУРИ МАТЕРІАЛУ ІЗ КМ НА РЕОЛОГІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ ПАНЕЛІ КРИЛА

Сучасний рівень розвитку авіаційної техніки характеризується широким застосуванням у планері літального апарату великогабаритних силових композитних панелей. Прикладом таких літаків є МС-21 та Boeing 787 у яких виготовлені із композитних матеріалів силові елементи крила та фюзеляжу. Разом з тим до різних за формою та видами внутрішнього

оребріння панелям пред'являються високі вимоги по точності зовнішнього контуру (поле допуску коливається в межах $\pm 0,5 \dots 1,0$ мм на 1000 мм довжини). Досягнення такої точності є складною технологічною задачею.

Реальні технологічні процеси виготовлення великогабаритних силових композитних панелей не можуть забезпечити необхідної точності. У середньому відхилення панелей від теоретичних контурів становить величину від 2 мм до 7 мм по основному контуру та 36...57 мм в кінцевих перерізах.

Підгонка по контуру панелей крила здійснюється за рахунок пружного деформування при складанні.

Складання агрегатів літальних апаратів з такою компенсацією призводить до деформування елементів панелі та збільшує попередні напруження при складанні. На цій підставі особливу значимість набувають дослідження, спрямовані на вивчення закономірностей формування якості не тільки по точності виконання контурів літального апарату, а й по внутрішнім напруженням в складальних конструкціях при базуванні і фіксації панелей в процесі складання.

В якості досліджуваного об'єкта була прийнята панель, що представляє собою трапецієподібну панель в плані, габаритні розміри якої 12750x2500x70 мм. Панель має стрингерне оребріння, змінну товщину полотна, поперечну кривизну. Розрахунки проводились у системі кінцево-елементного аналізу MSC / NASTRAN для визначення напружень, що виникають в результаті силового замикання. Дослідження показало що структура матеріалу суттєво впливає на реологічні властивості панелі.

УДК: 629.072

Трунов В. Ю., Бондаренко О.М.

ОТРИМАННЯ ФУНКЦІЇ ПЕРЕТВОРЕННЯ КОРІОЛІСОВОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА З СИЛОВИМ ЗРІВНОВАЖУВАННЯМ

В даний час активно ведеться розробка коріолісових вібраційних гіроскопів (КВГ) низкою компаній Innalabs (Ірландія), Sagem (Франція), Пермська приладобудівна компанія (Росія), Київський завод автоматики ім. Г.І.Петровського (Україна) та ін.. Завдяки своїй простоті виготовлення і тривалому ресурсу роботи прилад має хороші перспективи на світовому ринку. Актуальним є питання визначення достатньо простих співвідношень, які дозволяють практично реалізувати виготовлення та настоювання параметрів каріолісового вібраційного гіроскопу. Такі співвідношення можливо одержати на основі спрощення математичної моделі приладу.

Мета даної роботи - побудова достовірної та спрощеної математичної моделі КВГ в режимі силового опору.

У КВГ з силовим зрівноважуванням хвилі, контур автогенератора з керованою амплітудою замикається по осі x . Він виробляє необхідну силу f_x , щоб підтримувати коливання вигляду:

$$x = c_{x_0} \cos w_x t,$$

$$w_x^2 = w^2 - w\Delta w \cos 2\theta_w.$$

Тоді рівняння для y запишеться як:

$$\ddot{y} + \frac{2}{T} \dot{y} = w_y^2 y = f_y - w_x c_{x_0} \left[2k\Omega + \Delta \left(\frac{1}{T} \right) \sin 2\theta_T \right] \sin w_x t + c_{x_0} w\Delta w \sin 2\theta_w \cos w_x t$$

θ – кут відхилення

w – власна частота коливань

c_{x_0} – опорна амплітуда

Ω – швидкість обертання

Δw – різниця частот

T – постійна часу затухання

k – коефіцієнт підсилення

де:

$$w_y^2 = w^2 + w\Delta w \cos 2\theta_w$$

$$\frac{1}{T_y} = \frac{1}{T} - \frac{1}{2} \Delta \left(\frac{1}{T} \right) \cos 2\theta_T$$

Спрощений аналіз КВГ з силовим зрівноважуванням хвилі закінчується припущенням, що нескінченне зусилля, нескінченна ширина смуги частот контура замикається по осі y , яка утримує y рівним нулю при всіх умовах. Сила яку виробляє контур, щоб нульове положення вузла коливань під дією коріолісової сили, дорівнює:

$$f_y - w_x c_{x_0} \left[2k\Omega + \Delta \left(\frac{1}{T} \right) \sin 2\theta_T \right] \sin w_x t + c_{x_0} w\Delta w \sin 2\theta_w \cos w_x t.$$

Оцінка вхідної кутової швидкості отримується демодуляцією струму в контурі y (пропорційної) з $\sin w_x t$ в якості опорного сигналу. Квадратурний член пропорційний різниці частот Δw виділяється на його фоні. Запишемо оцінку у вигляді:

$$0 = SF \text{demod}(f_y) \Big|_{\sin w_x t} + B$$

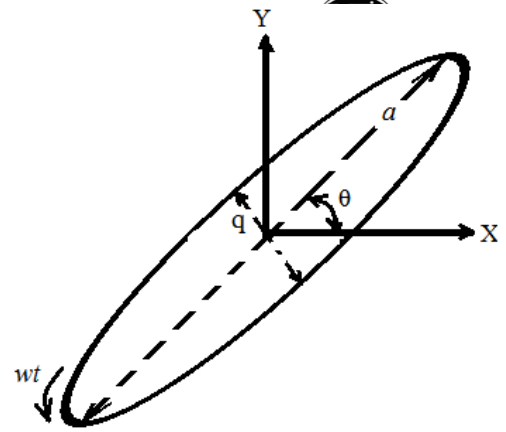


Рис.1 Схема руху гіроскопа

з масштабним коефіцієнтом SF та зміщенням нуля B , обумовленими як:

$$SF = -\frac{1}{2kw_x c_{x_0}}; \quad B = \frac{1}{2k} \Delta \left(\frac{1}{T} \right) \sin 2\theta_T$$

Отримана модель може використовуватися для практичного виготовлення конструктивних вузлів даного пристрою, складання методики його балансування.

УДК 629.7

Хачатрян Р.Г., Вірченко Г.А.

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БАЗОВОЇ ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА ЛІТАКА

Базова геометрія крила визначає головні параметри форми та розмірів даного агрегату планера літака, завдяки чому є інтегруючою основою для автоматизованого опрацювання різноманітних інженерних завдань на всіх стадіях його життєвого циклу.

Впровадження у процеси розробки літальних апаратів нових комп'ютерних інформаційних технологій дозволяє суттєво підвищувати якість створюваної авіаційної техніки й тому є актуальною технічною задачею на сучасному етапі розвитку літакобудування.

Наукова новизна міститься в запропонованих нових прийомах варіантного формоутворення базової геометрії крила літака в середовищі систем автоматизованого проектування на прикладі інтегрованого застосування програмних пакетів SolidWorks та OpenOffice Calc.

Автоматизована варіантна розробка базової геометрії крила літака.

Стратегічний напрямок запропонованого підходу до варіантного автоматизованого проектування базової геометрії крила полягає в наскрізній інтеграції всіх стадій його опрацювання. Це стосується аеродинамічного моделювання, розрахунків на міцність, конструювання, технології виготовлення та експлуатації.

Вихідними даними для формоутворення є аеродинамічні профілі та основні геометричні параметри варіантів крила. Зазначена інформація зберігається у формалізованому вигляді в реляційній базі даних, яку реалізовано за допомогою OpenOffice Calc.

Неперервні обводи аеродинамічних профілів будуються за вихідним дискретним поданням. Отриманий таким чином замкнений контур слугує базою для подальшого формування на його основі варіантів кореневих і кінцевих перерізів створюваного крила. Геометричні параметри та характеристики проектних варіантів теоретичної поверхні крила значною мірою визначаються не тільки видом використаних аеродинамічних профілів, їх масштабуванням, кутом атаки, а й положенням уздовж поздовжньої, вертикальної та поперечної осей літака. Ці величини мають

суттєвий вплив на більшість тактико-технічних показників якості (аеродинамічних, міцності, конструктивних, виробничих, експлуатаційних тощо) не тільки крила, а і всього літального апарата, який розробляється.

Наступною стадією ітераційного варіантного проектування крила літака є питання опрацювання його конструктивно-силового набору (нервюр, лонжеронів і стрингерів). Їх формування може здійснюватися як безпосередньо проектувальником, так і автоматично згідно з виконаними розрахунками (на міцність, жорсткість і т. д.). Описану побудову елементів геометрії крила літака виконано наявними в електронних таблицях OpenOffice Calc і системі автоматизованого проектування SolidWorks засобами програмування у вигляді OpenOffice Basic та Microsoft Visual Basic.

Запропоновані прийоми варіантного формоутворення базової геометрії крила літака може бути впроваджено під час навчання студентів авіаційного профілю та у процесі створення літаків.

Викладений підхід до комп'ютерного варіантного формоутворення базової геометрії крила літака засвідчує можливість підвищення якості розробки складних технічних об'єктів за рахунок продуктивного автоматизованого збільшення проаналізованих їх проектних варіантів.

УДК 629.73

Хоменко О.В., Бурнашев В.В.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМІВ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ЗАХОДОМ НА ПОСАДКУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА

Останнім часом стрімко розвивається ринок безпілотної авіації. Це зумовлено меншою вартістю і ризиками виконання завдань безпілотними літальними апаратами (БПЛА), в порівнянні з пілотованими. Пропозиція БПЛА в основному представлена двома типами апаратів: безпілотними літаками і безпілотними вертольотами. Безпілотні літаки мають більшу швидкість і дальність польоту, меншу вартість експлуатації і ціну. Безпілотні вертольоти, здатні перевозити аналогічні корисні навантаження, поступаються літакам за цими показниками, однак мають значні переваги через вертикальний спосіб посадки. Розробка і вдосконалення систем посадки безпілотних літаків дозволити зробити їх використання більш вигідним для завдань, які вже традиційно виконують безпілотні вертольоти. Особливо значні переваги може забезпечити реалізація повністю автоматичного приземлення безпілотного літака на невідготовлені площадки за класичною схемою.

Реалізація такого способу посадки передбачає створення законів автоматичного керування передпосадковим маневруванням, заходом на посадку, приземленням та пробігом. Метою даного дослідження є розробка

законів керування автоматичним заходом на посадку, які здатні забезпечити необхідну точність стабілізації в умовах дії вітру та інформаційних збурень. При цьому основну увагу було приділено стабілізації параметрів бокового руху безпілотного літака.

Похибки стабілізації траєкторії заходу на посадку визначають початкові параметри траєкторії приземлення. Тому доцільно намагатися зробити їх якомога меншими. Для виконання завдання синтезу законів стабілізації параметрів руху літака на глісаді використовувалися як робастні, так і якісні методи.

Робастні регулятори були отримані за допомогою 2-Ріккати підходу. У вектор контрольованого виходу включені похибки стабілізації бокового відхилення, а також кутів крену і рискання. Розрахунки статистичних характеристик похибок стабілізації за умови дії вітру 20 км/год. показали більшу дієвість H_2 – оптимального регулятора. Середньоквадратичні відхилення похибок стабілізації склали для кута крену – $2,8^\circ$, для кута рискання – $3,3^\circ$, бокового відхилення центра мас – 1,05 м. H_∞ - оптимальний регулятор в цих умовах дає приблизно на 13% більші похибки.

Вищу точність стабілізації в умовах таких невеликих збурень дозволяє отримати пропорційний регулятор, отриманий на основі формалізму Калмана-Летова. Імітаційне моделювання заходу на посадку БПЛА в середовищі Simulink показало, що в цьому випадку середньоквадратичні відхилення похибок стабілізації кутів будуть на 15% менші, ніж за використання робастних регуляторів. В пропорційні закони керування крім трьох зазначених вище параметрів включалися їх інтеграли, кутові швидкості орієнтації, а також кут шляху.

В результаті роботи отримані закони керування боковими параметрами руху безпілотного літака при автоматичному заході на посадку. Вони задовольняють вимогам до точності стабілізації в умовах дії вітру за наявності похибок навігаційної системи. Отримані закони керування можна використовувати при розробці систем керування безпілотних літаків.

УДК 629.73

Хотаб А.В., Бурнашев В.В.

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ВІДХОДОМ НА ДРУГЕ КОЛО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА

Одним з найскладніших етапів польоту літака з точки зору організації автоматичного керування є посадка. Згідно із світовою статистикою під час посадки трапляється більше половини усіх аварій. Суворі обмеження параметрів польоту літака в точці дотику злітно-посадкової смуги, а також місця дотику зумовлюють необхідність високої точності керування. Однак

характер і величина збурень під час спроби виконати посадку можуть бути такими, що вже на деякій висоті поточні значення параметрів польоту не дозволять задовольнити обмеження для точки дотику. В цивільній авіації в такому випадку пілот приймає рішення про відхід на друге коло. Реалізація цього режиму на безпілотному літаку також може значно збільшити ймовірність успішної посадки, тобто збільшити термін служби апарату і знизити вартість його експлуатації.

Метою цього дослідження є розробка законів керування автоматичним відходом безпілотного літака на друге коло. Для її досягнення необхідно було розв'язати задачу визначення висоти прийняття рішення, а також умов прийняття рішення про відхід на друге коло, розробити траєкторію відходу і закони стабілізації літака на цій траєкторії.

Висоту прийняття рішення було визначено на основі аналізу рівнянь динаміки польоту літака ФАКС-1, вважаючи кут нахилу глісади рівним $2,7^\circ$. Виявилось, що в умовах дії вітру із швидкістю 20 км/год. вона не повинна перевищувати 1,4 м.

Траєкторію відходу безпілотного літака на друге коло знайдено на основі аналізу моделей поздовжнього руху у вигляді поліному часу шостого ступеня. Однак за наявності градієнтного вітру зі швидкістю 9,5 км/год. вона стає нестійкою. Тому коефіцієнти згаданого поліному мають перерозраховуватись в залежності від середньої швидкості вітру.

Закони автоматичної стабілізації безпілотного літака на траєкторії відходу на друге коло отримані методом аналітичного конструювання оптимальних регуляторів у вигляді лінійної комбінації кутів нахилу траєкторії і тангажа, висоти та інтегралу висоти, кутової швидкості тангажа, а також швидкості. В каналах органів керування боковим рухом виявилось можливим використовувати ті ж закони, що під час заходу на посадку. Крім того визначено, що вони залишаються працездатними в умовах суттєвої зміни швидкості вітру.

Виконане імітаційне моделювання відходу на друге коло легкого безпілотного літака по розробленим законам керування. В якості збурень використовувалися складові градієнтного вітру до 20 км/год. різного напрямку, а також турбулентність. Турбулентність враховувалася згідно моделі Драйдена.

Таким чином обґрунтована можливість створення системи автоматичного керування відходом безпілотного літака на друге коло в умовах дії вітрових збурень. Отримані методики, а також безпосередньо закони керування можна використовувати при розробці систем керування посадкою безпілотних літаків.

УДК 621.3.087.4

Чапалюк Б.В., Шнира А.В., Алімов А.І., Добролюбова М.В.

СИСТЕМА МОНІТОРИНГА 3D-ПРИНТЕРА: ПІДСИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ПЕРЕМІЩЕННЯ

3D-друк – сучасна, дуже перспективна технологія. За допомогою неї можна створювати нові об'єкти шляхом накладання послідовних шарів матеріалу. 3D-принтери, як правило є швидшими, простішими і доступнішими, а також завдяки ним забезпечується складна внутрішня структура самого об'єкта, на відмінну від будь-яких інших технологій виробництва.

Зараз в Україні на ринку існують три основні види 3D-принтерів, що використовують наступні технології: SLA – лазерна стереолітографія; SLS (Selective Laser Sintering) – селективне лазерне спікання; FDM (Fused Deposition Modeling) – моделювання плавленням.

На разі найбільш популярним методом друку є FDM. Для принтера на основі цієї технології і буде описуватись система моніторингу. Ціль такої системи – дослідження моделі, що була надрукована та похибок, які виникають при переміщенні каретки і нанесені шарів матеріалу 3D-принтером.

Принцип роботи FDM дуже простий – витратний матеріал (наприклад, пластик) дозовано подається в екструдер, в якому він плавиться і тонкою цівкою виходить через сопло екструдера. Перший шар пластику лягає на поверхню столу для друку (print bed). Наступні шари лягають поверх попереднього. Оскільки гарячий пластик добре склеюється з попереднім шаром – на виході отримується цілісний об'єкт.

В 3D-принтері для переміщення каретки використовується три осьових стрижня – X, Y, Z, причому для переміщення по осі Z використовується черв'ячна передача. Саме переміщення виконується за допомогою біполярних крокових двигунів, по одному на кожну вісь.

Оскільки використовуються крокові двигуни, то дуже легко визначити, на який кут повороту був повернутий двигун. Для цього достатньо знати лише крок двигуна. Наприклад, у принтері RepRap Prusa Mendel використовуються крокові двигуни, що здійснюють 200 кроків на повний оберт (1 крок = $360/200 = 1.8$ градусів). Знаючи кут повороту, можна легко визначити відстань, на яку була переміщена каретка.

Важливу роль у визначенні положення каретки грає датчики крайнього положення. У найпростішій реалізації датчик являє собою звичайну кнопку, яка натискається при досягненні кареткою крайнього положення. Необхідність в такому пристрої виникла через шагові двигуни позбавлені зворотного зв'язку – двигун може обернутися рівно на N кроків (або мікрокроків) по або проти годинникової стрілки, але повідомити своє поточне становище він не в силах. Тому перед кожним друком принтер

встановлює каретку в початкове положення (умовну точку з координатами $(0,0,0)$), а вже щодо неї розраховуються інші координати. Для встановлення каретки в початкове положення принтер просто крутить двигуни в бік зменшення координат, поки не отримає сигнал спрацювання від кожного датчика крайнього положення.

Зазвичай використовуються три датчика крайнього положення – по одному на кожну вісь, для індикації початкового (тобто з мінімальними координатами) положення. Іноді, ставлять шість, тобто по два на вісь, для індикації мінімального і максимального положень каретки.

Існує два найбільш поширених варіанту датчиків крайнього положення – механічні (по суті – просто кнопка) і оптичні (спрацьовує коли спеціальний прапорець потрапляє в зазор між світлодіодом і фоторезистором). Оптичні датчики не містять рухомих частин і більш точні, тому найчастіше їх і використовують. Також існують магнітні датчики крайнього положення, з датчиками Холла, але наразі вони не розповсюджені.

Отже, для моніторингу переміщення каретки принтеру, нам необхідно мати інформацію про кут повороту крокових двигунів, а також інформація про кінцеве положення каретки. Від крайнього положення каретки, в залежності від кута повороту двигуна, розраховується зміщення. Для того, щоб отримати необхідну інформацію, використовуються спеціальні енкодера. Для отримання куту повороту двигуна, використовується датчик кута повороту SV01A103AEA01B00, а для визначення крайнього положення каретки, використовується схема Gen7 Endstop.

УДК 531/534

Шевченко О. В., Балабанова Т.В.

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ІНТЕГРАЦІЇ (ОБ'ЄДНАННЯ) МЕТОДУ ВУЗЛОВОЇ КОНДЕНСАЦІЇ ТА ПАКЕТУ СКІНЧЕННО- ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ

В сучасних інерційних навігаційних приладах широко застосовуються пружні підвіси чутливих елементів. У загальному випадку пружні підвіси мають вигляд просторових конструкцій, а вибір їх оптимальних параметрів вимагає багаторазових розрахунків і, в першу чергу, характеристик жорсткості. Ряд питань цієї задачі може вирішуватись за допомогою вискоефективного методу вузловий конденсації, але знаходження рішення в повному обсязі дуже проблематично. Недоліком методу вузловий конденсації є те, що пружні елементи, з яких складається конструкція, часто мають складну форму і тому аналітичне визначення їх матриць жорсткості (податливості) являє собою складну, а часто неможливу задачу.

На відміну від методу вузловий конденсації, пакети скінченно-елементного аналізу можуть застосовуватись для розрахунку пружних елементів складної форми, але їх використання також має суттєві недоліки. Вони потребують великого часу розрахунку складних конструкцій, для обчислень потрібно використовувати потужну обчислювальну техніку, відсутня можливість аналізу складальних конструкцій.

Тому дослідження принципової можливості інтеграції методу вузлової конденсації та скінченно-елементного аналізу є важливим.

Дослідження проводились на прикладі розрахунку та аналізу жорсткісних характеристик пружного підвісу камертонного мікромеханічного гіроскопу.

Жорсткісні характеристики та перерахунок дії навантажень на окремі пружні елементи системи виконувались за допомогою формул методу вузлової конденсації. Для визначення жорсткісних характеристик пружних елементів застосовувався пакет скінченно-елементного аналізу за розробленою методикою.

Для перевірки результатів виконано розрахунок жорсткісних характеристик пружного підвісу камертонного мікромеханічного гіроскопу за допомогою методу вузлової конденсації та у пакеті скінченно-елементного аналізу.

Аналізуючи результати, можна зробити висновок про принципову можливість інтеграції методу вузлової конденсації та скінченно-елементного аналізу, яка дозволяє підвищити ступінь ефективності досліджень.

Це, зокрема, дає можливість використовувати методику для аналізу впливу різноманітних навантажень на окремі елементи механічних конструкцій.

УДК 629.7.025.2

Шморгун Д.М., Гавриленко В.В.

КІЛЬ СЕРЕДНЬО-МАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА

Транспортним перевезенням у світі приділяється величезна увага. Високі темпи розвитку авіації можна забезпечити, у першу чергу, сучасним парком літаків і постійною його модернізацією.

У зв'язку з підвищенням вимог до сучасних літальних апаратів, все більш широке застосування отримують конструкції з високою граничною міцністю та конструкції, які складаються із меншої кількості деталей, а отже мають меншу вагу.

В роботі, в якості базового варіанту, розглянуто конструкцію кіля літака АН-140. Кіль включає в себе з'ємну, кесонну та хвостову частини.

Мета роботи провести конструкторсько-технологічний аналіз даного агрегату.

Проведений конструктивно-технологічний аналіз базової конструкції кіля літака АН-140. Розраховані навантаження, що діють на кіль, побудовані епюри поперечних сил та згинальних моментів. Розроблена модифікація кесонної частини кіля, де замість обшивки із стрингерним набором було встановлено тришарову панель із сотовим наповнювачем.

Результати порівняльного аналізу базової і модифікованої конструкцій показали, що конструкція із використанням панелей із сотовим наповнювачем має кращі характеристики міцності, меншу кількість деталей і як наслідок меншу вагу агрегату.

У технологічній частині було обрано схему та метод складання кіля. Обрана схема базування та розроблена конструкція стапелю для складання кесонної частини кіля. Складені технічні умови на проектування пристроїв для збірки агрегату.

Отримані результати взяті до уваги на виробництві кіля літаків типу АН.

УДК 621.3.087.4

Шнира А.В., Чапалюк Б.В., Алімов А.І., Добролюбова М.В.

СИСТЕМА МОНІТОРИНГА 3D-ПРИНТЕРА: ПІДСИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРИ

В сучасному світі важко уявити продуктивну діяльність людини без персонального комп'ютера (ПК) та супутнього апаратного забезпечення. До найбільш необхідних зовнішніх пристроїв належать принтери. До недавнього часу принтери визначали як пристрої виведення даних з ПК, що перетворюють інформаційні ASCII-коди у відповідні їм графічні символи (літери, цифри, знаки тощо) і фіксують ці символи на папері. При цьому класифікація принтерів обмежувалась тільки різновидами, що застосовуються при двовимірному друці, а саме: матричні, лазерні, світлодіодні та струменеві принтери. Але технічний прогрес не стоїть на місці і завдяки новітнім технологіям та розробкам вже сьогодні у багатьох сферах життєдіяльності дуже актуальним стало застосування 3D-принтерів. За їх допомогою можна отримати деталі, необхідні при будівництві та ремонті, іграшки, стильні гаджети, дизайнерські елементи, друкарські плати. Існують навіть принтери, що можуть надрукувати будинок, літак, електрокар, зброю та органи людини. Отже, 3D-принтер – пристрій, який використовує метод пошарового створення об'єкта з комп'ютерної 3D-моделі.

Всі класичні вироби, які оточують нас, виходять або за рахунок створення із сипучих (рідких) матеріалів, або вирізання готового об'єкта із

заздалегідь підготовленого «бруска». Але обидва ці способи, не здатні створити якісну внутрішню структура об'єкта і при цьому є доволі дорогими.

3D-друк надає можливість випробувати багату кількість ідей, вдосконалювати їх шляхом виправлення помилок моделі на ранніх стадіях проектування без значних фінансових витрат та створювати дуже міцні, стабільні та легко відтворювальні компоненти, розробляти тільки перспективні проекти. Завдяки 3D-принтерам не існує традиційних обмежень виробництва.

Отже об'єктом дослідження в даній роботі є 3D-принтер. Предмет дослідження – підсистема вимірювання температури. Мета дослідження – вплив температурних показників на концептуальну модель, що друкується 3D-принтером.

Для того щоб був здійснений моніторинг впливу температурних показників, потрібно дослідити види температурних складових пристрою. Як відбувається управління температурою у 3D-принтері. Основне завдання полягає в тому щоб підібрати такий струм через нагрівальний елемент, коли температура досягає заданої, а потім утримувати її максимально близько до заданої температури. Для того щоб керувати температурою hot-end екструдера, потрібно формувати пристрій виходячи з трьох складових:

Пропорційною. Ця складова пропорційна похибці (відхиленню від цільової температури) тобто чим більше похибка – тим сильніше треба гріти (у випадку якщо цільова температура вище поточної) нагрівальний елемент.

Інтегральною. У нашому випадку вона пропорційна сумі похибок, розрахованих при кожному вимірі температури. Ця складова дозволяє підібрати оптимальне керуючий вплив, коли вклади інших складових несуттєві. Наприклад у випадку коли поточна температура дорівнює цільовій, пропорційна і диференціальні складові будуть рівні нулю, а це призвело б до відключення нагрівального елемента і падіння температури, потім знову до його включенню, знову відключення і т.д., тобто до автоколиванням. Проблема в тому, що навіть коли hot-end нагрівся до цільової температури, через нагрівальний елемент все одно повинен текти невеликий струм, для підтримки його температури. Саме в цьому і полягає суть інтегральної складової - накопичуючи похибку, з часом вона набуває значення, яке дозволяє температурі стабілізуватися.

Диференціальної. Ця частина пропорційна швидкості зміни похибки. Вона допомагає не проскочити цільову температуру, зменшуючи струм через нагрівальний елемент, якщо температура росте дуже швидко. Також вона допомагає компенсувати збурення поблизу цільової температури, коли внесок пропорційною складовою вже дуже малий.

Керуючий вплив розраховується як сума всіх трьох складових, де кожна складова помножена на свій коефіцієнт. Власне головна проблема полягає в підборі оптимальних значень цих констант.

Для системного контролю впливу температурних показників використовується цифровий термометр DS18B20 з програмованим дозволом, від 9 до 12-bit, що може зберігатися в EEPROM пам'яті приладу.

DS18B20 використовує виключно 1-Wire протокол – при цьому формується з'єднання, яке здійснює комунікацію на шині, використовуючи всього один керуючий сигнал. Основні функціональні можливості DS18B20 – його температурний перетворювач. Роздільна здатність температурного перетворювача може бути змінена користувачем і складає 9, 10, 11, або 12 бітів, відповідаючи значенням (дискретності вимірювання температури) 0.5°C , 0.25°C , 0.125°C і 0.0625°C відповідно. Роздільна здатність за замовчуванням встановлена 12-біт.

Вихідні температурні дані DS18B20 калібровані в градусах Цельсія. Температурні дані запам'ятовуються як 16-бітове число зі знаком.

УДК 531.768

Якобнюк В. Ю., Рижков Л. М.

АРХІТЕКТУРА БОРТОВОЇ СИСТЕМИ РАДІОЗВ'ЯЗКУ НАНОСУПУНИКА

Задача встановлення якісного інформаційного зв'язку наносупутника із наземною станцією є актуальною в наш час у зв'язку з активним розвитком галузі супутникобудування, та використання наносупутників для виконання господарських та підприємницьких місій.

Бортова система радіозв'язку – комплексна електронно-технічна система, що складається із набору певних електронних блоків, призначених для передачі та прийому інформації (зазвичай цифрової) між космічним апаратом та наземною станцією.

В результаті роботи на основі досліджень стандартів обміну інформацією та методами шифрування інформації, паспортних даних та електричних схем трансиверу ВК77А5, проаналізована можливість застосування запропонованої структури апаратно-програмного комплексу, яка може забезпечити:

- встановлення зв'язку на висоті 650км;
 - вищу завадостійкість, що реалізована за рахунок використання сучасної елементної бази та технології виготовлення;
 - зменшення ваги та розмірів бортової складової системи.
- Розрахункова вага становить не більше 50г, розрахункові габаритні характеристики не більше 100x50x50 мм;
- зменшення енерговитрат (0.75Вт при 0.5Вт вихідної потужності).

Зниження енергоспоживання бортової апаратури малих космічних апаратів з якісним радіозв'язком є актуальною задачею.

Отримані результати роботи будуть застосовані для створення та подальших експериментальних досліджень бортової системи зв'язку наносупутника.

Результатами роботи є графіки, які демонструють переваги використання данної архітектури на низькоорбітальних наносупутниках.

Важливим на цьому етапі роботи є контроль якості переданих даних та захищеність їх від стороннього доступу. Це включає виявлення і придушення електромагнітних перешкод, аномальних спостережень, обумовлених збоями трансивера, порушенням технологічного процесу монтажу та/або інших факторів.

УДК 62 – 133.54

Якобнюк В.Ю., Ткачов С.Ю.

РОЗРОБКА ТА СТВОРЕННЯ МАЛОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ТИПУ КВАДРОКОПТЕР

Доступність на сучасному ринку мікроелектромеханічних датчиків, високоефективних безколекторних двигунів постійного струму та джерел живлення з високою щільністю накопичення електричного заряду створили хороші передумови для розробки та конструювання малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА).

Схема 4-х роторного апарату вертикального зльоту та посадки (квадрокоптер) є найпростішою статично стійкою схемою реалізації таких апаратів та має більш широкі можливості застосування. За основу створеного апарату обрана квадратна рама з алюмінієвого профілю та довжиною одного плеча 35см.

Для забезпечення роботи кожного з 4-х безколекторних двигунів були розроблені регулятори на базі мікроконтролера ATmega8, побудованого на архітектурі AVR. На його базі створена також основна плата керування. Вона здійснює збір даних з встановлених на апараті сенсорів: акселерометрів, гіроскопів, ультразвукового висотоміра, приймає дані з радіопередатчика, проводить контроль параметрів батареї і передає підготовлені дані для допоміжного мікроконтролера ATmega88. Останній проводить безперервний контроль обертів і задає тягу кожного двигуна окремо. За основу регулятора системи було взято адаптивний ПІД-регулятор, коефіцієнти котрого варіюються в залежності від рівня заряду батареї та поточного режиму польоту.

Безплатформовна інерціальна навігаційна система (БІНС) створена на базі мікромеханічних акселерометрів MMA7260QT та гіроскопів L3G4200D, для яких визначені індивідуальні коефіцієнти зміщення нуля та перетворення. Внутрішня поверхня корпусу БІНС заповнена термоізолюючим матеріалом. При кожному старті системи в програмі ініціалізації проводиться фіксація зміщення нулів гіроскопів. Дані з сенсорів проходять через систему обробки сигналів, побудованої на базі комплементарного фільтру та осереднення.

Система живлення проводить контроль параметрів батареї (температури та поточний рівень заряду) і вносить корекцію в систему керування апарату. Батарея ємністю 6.4 Ампер-години в залежності від умов забезпечує близько 15 хв польоту.

Дистанційний пульт керування створений на базі ПК у програмному пакеті LabVIEW, що дозволяє використовувати будь-який зручний для оператора маніпулятор. Обмін інформацією між дистанційним пультом керування і квадрокоптером здійснюється каналом радіозв'язку з частотою 2,4ГГц. Дані передаються та приймаються по інтерфейсу USART. З дистанційного пульта забезпечується керування по 4-х каналах БПЛА (кутах крену, тангажу, ристання та сумарною тягою). З апарату отримуються необхідні дані телеметрії.

Побудований квадрокоптер з параметрами: габарити 95x95x30см, маса 1,8кг - з рамою безпеки, або 1,3кг - без рами безпеки, максимальне корисне навантаження до 2 кг, потужність двигунів 200x4 Вт, максимальна тяга до 1x4 кг, випробування якого підтвердили надійність та функціональні можливості апарату.

На даному етапі проводиться модернізація системи керування для забезпечення автономного режиму польоту.

Примітки

Примітки

Примітки