

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ, МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»**

УСПЕНСЬКИЙ ВАЛЕРІЙ БОРИСОВИЧ



УДК 629.783:629.7.058

**ВИСОКОТОЧНА СИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ
МАНЕВРЕНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ**

Спеціальність 05.13.03 – системи та процеси керування

**Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук**

Харків – 2012

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі систем і процесів управління Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» Міністерства освіти і науки, молоді та спорту України

Науковий консультант:

доктор технічних наук, професор

Голоскоков Євгеній Григорович

професор кафедри систем і процесів управління
НТУ «ХПІ»

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор

Кулік Анатолій Степанович,

Національний аерокосмічний університет ім.М.Є.Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»,
завідувач кафедри систем управління літальними апаратами

доктор технічних наук, старший науковий співробітник

Лебедєв Дмитро Васильович,

Міжнародний науково-навчальний центр
інформаційних технологій і систем НАН України і
МОН молодьспорту України, м.Київ,
завідувач відділом

доктор технічних наук, професор

Потапенко Євгеній Михайлович,

Запорізький національний технічний університет,
професор кафедри електроприводу та
автоматизації промислових установок

Захист відбудеться «14» червня 2012 р. о 14-30 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д64.050.14 в Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, м.Харків, вул.Фрунзе, 21.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» за адресою 61002, м.Харків, вул.Фрунзе, 21.

Автореферат розісланий «10» травня 2012 р.

Вчений секретар спеціалізованої вченої ради



І.Г.Ліберг

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Одним із найважливіших розділів сучасної теорії керування є теорія керування рухом. На сьогодні встановлено, що подальше підвищення якості керування рухомими об'єктами неможливо без суттєвого вдосконалення методів синтезу бортових систем на підставі процедур оптимізації та адаптації, та запровадження розвинутого алгоритмічного забезпечення таких систем. З цих позицій у дисертації розглядається важлива сучасна науково-технічна проблема – створення високоточних систем керування обертальним рухом маневрених космічних апаратів.

Практична значущість названої проблеми зумовлена, зокрема, тим, що у теперішній час найпріоритетним напрямом космічної технології є дистанційне зондування Землі (ДЗЗ) з навколоземного простору, що здійснюється у державних, природоохоронних, військових, наукових та комерційних цілях. Відповідні космічні літальні апарати (КЛА) для потреб ДЗЗ розроблюються компаніями та космічними агентствами Росії, США, Європейським Агентством, Китаю, Індії, Кореї, Німеччини, Італії, Японії, Канади, Франції. Національне космічне агентство України також приділяє значну увагу розвитку технології та орбітальних засобів ДЗЗ («СІЧ-1», «СІЧ-1М», «СІЧ-2»). Серед систем керування рухом важких КЛА, що реалізують ДЗЗ, особливе місце займають гіросилові системи, як такі, що забезпечують найкращу кутову маневреність апарату та мають досить високу здатність точного відтворення бажаного динамічного моменту.

Умови конкурентоспроможності послуг, що надають сучасні супутники ДЗЗ, висувають найвищі вимоги до точності, енергозбереження, швидкодії процесів керування обертальним рухом таких космічних апаратів. Задовольнити вказаним вимогам у значній мірі вдається за рахунок вдосконалення алгоритмічного забезпечення бортових систем керування орієнтацією і стабілізації (СКОС) взагалі і гіросилових СКОС зокрема. Таке вдосконалення можливе лише за умов подальшого розвитку загальних методів керування обертанням, раціонального використання надмірності, яка притаманна сучасним СКОС, широкого застосування технології оптимізації та адаптації в системах керування, комплексного підходу до створення алгоритмічного забезпечення системи у цілому. Таким чином, необхідність розробки узагальнених методів та спеціальних алгоритмів гіросилового керування обертанням маневрених космічних апаратів, алгоритмів параметричної адаптації моделі об'єкту та оптимізації процесу гіросилового керування, що спрямовані на забезпечення прецизійної точності й високої економічності функціонування гіросилової СКОС, і зумовлює актуальність дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана в НТУ «ХПІ» на кафедрі систем і процесів управління. Як відповідальний виконавець здобувач проводив дослідження при виконанні держбюджетних НДР МОН України: «Розробка математичного забезпечення суттєво надлишкових систем керування складними технічними об'єктами» (№ДР0195U020098); «Розробка математичного і

алгоритмічного забезпечення високоточних систем навігації та керування» (№ДР0101U001803); «Розробка математичного забезпечення систем навігації й синтезу цифрового керування самохідного транспортного засобу» (№ДР0104U003017); «Створення математичних моделей керованого руху суттєво пружних штучних супутників Землі» (№ДР0101ГУ001803). Брав участь, як виконавець окремих розділів, в держбюджетній НДР МО України «Розробка ефективних методів наведення та переорієнтації космічних апаратів (КА)»; держбюджетній НДР Державного Комітету України з питань науки і технологій «Розробка алгоритмічного та програмного забезпечення гіросилових систем керування прецизійною орієнтацією штучних супутників Землі (ШСЗ)» (№ДР0194U044252); госпдоговірної НДР «Розробка методів ідентифікації і керування динамічними об'єктами цивільної авіації» (НВО «Електроприбор», м.Харків)

Мета та задачі дослідження. *Мета дослідження* – удосконалення методів і алгоритмів гіросилового керування обертанням космічного апарату для забезпечення високої точності та економічності функціонування бортових систем орієнтації та стабілізації маневрених рухомих об'єктів.

Для досягнення вказаної мети поставлені задачі:

- аналіз і класифікація існуючих методів керування орієнтацією КЛА з оцінкою їх переваг та недоліків стосовно вибору найкращої стратегії керування;
- розробка і дослідження множини узагальнених кінематичних моделей обертання твердого тіла для побудови ефективного програмного керування в типових режимах орієнтації, які аналітично точно описують перехід тіла в потрібне кутове положення з потрібною кутовою швидкістю та прискоренням;
- розробка та обґрунтування закону керування, який містить програмну компоненту та компоненту у формі синтезу для реалізації сталого обертання згідно визначеної траєкторії;
- розробка методики оптимізації надлишкової структури гірокомплексу, нелінійних моделей та методів керування надлишковою системою гіродинів для підвищення точності, локальної та довготривалої ефективності гіросилового керування, в тому числі поблизу прохідних сингулярних станів гірокомплексу;
- розробка та обґрунтування методики ідентифікації моментів інерції КЛА в польоті з використанням гіросистеми, яка спрямована на підтримку високої точності програмного керування при змінних в процесі функціонування інерційно-масових характеристиках апарату;
- постановка та розв'язання задачі оптимального за витратами робочого тіла розвантаження гірокомплексу за допомогою реактивних двигунів КЛА, що обертається, для підвищення ефективності гіросилового керування, відмовостійкості СКОС та економії робочого тіла;
- розробка моделюючого комп'ютерного стенду для апробації методів, алгоритмів та методик і одержання рекомендацій з практичного застосування.

Об'єктом дослідження є керований процес обертання і стабілізації маневрених космічних апаратів за допомогою гіросилової системи керування.

Предмет дослідження – методи синтезу гіросилових систем керування орієнтацією і стабілізації КЛА, які забезпечують прецизійну точність їх функціонування.

Методи дослідження. При виконанні дисертаційної роботи використовувались сучасні методи динаміки твердого тіла, теорії керування, теорії систем та теорії оптимізації. При розробці та дослідженні кінематичних моделей керованого обертання твердого тіла застосовувався апарат алгебри кватерніонів; побудова та аналіз моделей руху та взаємодії гіросистеми і КЛА – носія гіродинаміки здійснювалась за загальними законами механіки; програмне керування та забезпечення стійкості програмного обертання визначались за методами обернених задач динаміки; дослідження стійкості та якості керованого процесу для нелінійної і лінійної систем проводилось за допомогою методу функцій Ляпунова і методу модального керування; при розв'язанні задачі оптимального розвантаження гіросистеми використано принцип максимуму; вибір оптимальної конфігурації гірокомплексу здійснювався за допомогою чисельних методів оптимізації; алгоритм керування гіродинаміки, оптимальний за критерієм мінімуму рівномірної норми спирався на симплекс-метод; для визначення моментів інерції КЛА в польоті використано методи ідентифікації. Методи математичного аналізу, теорії диференціальних рівнянь використовувались для аналітичного порівняння наближених розрахункових формул, методи чисельного інтегрування – при розробці моделюючого комп'ютерного стенду.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному:

– *вперше* для розв'язання задач керування обертанням твердого тіла розроблено узагальнений апарат кінематичного опису на основі кватерніонних моделей різних порядків, які враховують всі практично важливі задачі керованого обертання. Досліджено область застосування таких моделей, встановлено можливість параметричної оптимізації процесу керування при використанні надлишкових моделей;

– *вперше* для підвищення ефективності програмного керування за рахунок раціонального вибору моделі формалізовано процедуру введення нетрадиційних кутових кінематичних параметрів, для яких у загальному випадку встановлено прямий та зворотній зв'язок із кватерніоном орієнтації, отримано відповідні кінематичні рівняння;

– *подальший розвиток* отримали методи керування надлишковою гіросистемою на основі оптимізації нового критерію – рівномірної норми, який дозволяє повніше використовувати гіросистему для створення керуючого впливу;

– *вперше* проаналізовано ефективність двох стратегій керування гірокомплексом: традиційної – за вектором потрібного динамічного моменту, та нової – за вектором потрібного кінетичного моменту. Показано, що в другому випадку задача керування не має особливостей, пов'язаних із сингулярними станами гіросистеми. Розроблено рекомендації з раціонального використання обох підходів;

– *вперше* для підвищення точності програмного керування обертанням КЛА отримано розв’язок задачі визначення моментів інерції апарату в польоті на основі тестового обертання, яке створюється за допомогою гіросистеми;

– *вперше* сформульовано та розв’язано задачу оптимального розвантаження гірокомплексу за допомогою газореактивних двигунів для КЛА, що обертається. Показано, що наявність обертання КЛА робить таку задачу нетривіальною і дає можливість суттєво знизити витрати робочого тіла на виконання розвантаження;

– розроблено *новий* метод глобально оптимального газореактивного розвантаження гірокомплексу за критерієм витрат робочого тіла, який дозволяє знизити енерговитрати і забезпечити виконання розвантаження при деяких відмовах газореактивної системи і на який отримано два патенти України.

Практичне значення отриманих результатів для аерокосмічної галузі полягає у тому, що вони дозволяють вирішити комплекс задач, пов’язаних із створенням бортових систем високоточного керування орієнтацією для перспективних космічних апаратів, а саме: скористатись розробленими алгоритмами керування надлишковою системою гіродинів довільної структури; додати до типової програми польоту режим визначення інерційних параметрів апарату та режим оптимального розвантаження гіросистеми, як такі, що підвищують ефективність роботи бортової системи керування; прийняти до уваги розроблені рекомендації та методику проектування раціональної структури гірокомплексу. Алгоритми керування переорієнтацією за допомогою гірокомплексу впроваджено у КБ «Хартрон-Енкос» (м.Харків) при створенні та дослідженні систем керування орієнтацією космічних літальних апаратів. Метод побудови програмних траєкторій переорієнтації при довільних краєвих умовах і метод оптимального розвантаження використано в Житомирському військовому інституті радіоелектроніки ім. С.П.Корольова. Методика опису обертання на основі кінематичних моделей використана при побудові програмного імітатора руху літального апарату та в цільових алгоритмах інтегрованої інерціально-супутникової навігаційної системи НСИ-2000MTG в ЗАТ «Лазекс» (м.Долгопрудний Московської обл., Росія). Кінематичні моделі керованого обертання, методи та алгоритми гіросилового керування, ідентифікації моментів інерції та розвантаження СГК впроваджено у ході науково-дослідних і проектних робіт, що велися НВП Хартрон-Аркос (м.Харків) на протязі 1990 – 2009рр., при розробці гіросилової системи керування КА ДЗЗ «Аркон», гіросилової системи керування КА серії «Спектр», системи керування супутника ДЗЗ МС-2-8М.

Результати дисертаційної роботи використано у навчальному процесі у курсовому і дипломному проектуванні та викладаються на кафедрі систем і процесів управління НТУ «ХПІ» у дисциплінах «Обернені задачі динаміки керованих систем», «Гіроскопічні пристрої».

Особистий внесок здобувача. Результати дисертації, які виносяться на захист, отримані здобувачем самостійно. Серед них: розв’язання задач керування обертанням

твердого тіла на основі узагальнених кінематичних моделей обертання; формалізація процедури введення нетрадиційних кутових кінематичних параметрів та її використання в задачах переорієнтації; двоконтурна замкнута схема керування обертанням КЛА на основі програмного керування та методів синтезу за поточним вектором стану; методика проектування оптимальної конфігурації надлишкового гірокомплексу; стратегія керування за потрібним кінетичним моментом та її аналіз; алгоритм керування надлишковою системою гіродинів на основі нового критерію; нелінійна модель керування системою гіродинів і аналіз сингулярних станів; розв'язок задач визначення моментів інерції КЛА в польоті і оптимального розвантаження гірокомплексу та відповідні методики; результати комплексного моделювання і рекомендації з практичного використання методів і алгоритмів.

Апробація результатів дисертації. Основні результати роботи та аспекти її впровадження докладались та обговорювались на: Першій Всесоюзній конференції «Координирующее управление в технических и природных системах» (п.Малий Маяк, 1991 р.), Міжнародній науково-технічній конференції «Актуальные проблемы фундаментальных наук» (м.Москва, 1991г.), 6-й Четаєвській конференції «Аналитическая механика, устойчивость и управление движением» (м.Казань, 1992р.), 2-му російсько-китайському симпозиумі з космічної науки та техніки (м.Самара, 1992 р.), Міжнародній науково-технічній конференції «Комп'ютер: наука, техніка, технологія, здоров'я» (м.Харків, 1993 р.), науково-технічній конференції «Фундаментальні та прикладні проблеми космічних досліджень» (м.Житомир, 1993р.), I – III Міжнародних конференціях з автоматичного керування «Автоматика» (м. Київ, 1994 р., м.Львів, 1995 р.; м.Севастополь, 1996 р.); III Міжнародній науково-технічній конференції «Контроль та керування в технічних системах» (м.Вінниця, 1995 р.); I–V, XVI Міжнародних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (м.Харків, 1995 – 1999рр., 2008 р.); III, VI Міжнародних науково-технічних конференціях «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки» (м.Київ, 2001р., 2007р.); Міжнародній конференції «Моделювання і оптимізація складних систем» (мм. Київ – Вінниця, 2001р.); IX, X, XIII, XV, XVI Міжнародних конференціях з інтегрованих навігаційних систем (м. Санкт-Петербург, 2002, 2003, 2006, 2008, 2009 рр.); II, III науково-практичній конференції «Застосування супутникових радіонавігаційних систем (GNSS) в Україні» (м.Харків, 2002, 2003 рр.); 8-й Міжнародній науково-технічній конференції «Фізичні та комп'ютерні технології у народному господарстві» (м.Харків, 2003 р.); XXIV, XXV конференціях пам'яті М.М.Острякова (м.Санкт-Петербург, 2004 р., 2006 р.); Міжнародній науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології у машинобудуванні ІКТМ-2005» (м.Харків, 2005 р.); Міжнародній науково-практичній конференції «Інформаційні технології в керуванні складними системами» (м. Дніпропетровськ, 2008 р.).

Публікації. Основний зміст дисертації відображено у 80 наукових публікаціях, з них: 1 монографія, 26 статей у наукових фахових виданнях України, 2 патенти України та 2 патенти Росії.

Структура дисертації. Дисертаційна робота складається зі вступу, семи розділів, висновків, 5 додатків, списку використаних джерел. Загальний обсяг дисертації становить 396 сторінок; з них 30 рисунків по тексту; 41 рисунок на 26 окремих сторінках; 2 таблиці на 4 сторінках; 5 додатків на 55 сторінках; список використаних джерел з 262 найменувань на 22 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У *вступі* обґрунтовано актуальність та доцільність дисертації, сформульовано її мету і задачі, визначено об'єкт, предмет і методи дослідження, наукову новизну та практичну значущість роботи.

У *першому розділі* розглянуто проблему підвищення точності керування орієнтацією сучасних та перспективних космічних апаратів та визначено, що одним із ключових напрямків її розв'язання є вдосконалення методичного та алгоритмічного забезпечення бортової системи керування орієнтацією та стабілізації (СКОС) КЛА. Проаналізовано питання, пов'язані із вибором математичної моделі керованого обертання КЛА, типовими режимами функціонування та складом алгоритмічного забезпечення СКОС, методами розв'язання задач керованого обертання. Фундаментальною основою створення СКОС КЛА є класична механіка, динаміка твердого тіла і теорія автоматичного керування. Значну роль у розвитку теоретичних основ проектування СКОС відіграли роботи таких вчених, як А.Ю.Ішлінський, R.E.Kalman, Л.С.Понтрягін, R.E.Bellman, М.М.Красовський, Б.В.Раушенбах, В.І.Зубов, В.І.Уткін й інших. Помітний внесок у розвиток теорії керування орієнтацією КЛА та її прикладних аспектів зробили Акуленко Л.Д., Алексієв К.Б., Бранець В.М., Дегтярьов Г.Л., Карпачов Ю.А., Лебедев Д.В., Панов А.П., Попов В.І., Потапенко Є.М., Саричев В.А., Смольников Б.А., Сомов Є.І., Сорокін А.В., Ткаченко А.І., Токарь Є.М., Фролов Ю.О., Челноков Ю.М., Crenshaw J.W., Singh G., Vadali S.R., Wie B. та інші.

У загальному випадку задача керування обертанням КЛА полягає у визначенні потрібного динамічного моменту, реалізація якого виконавчими органами СКОС забезпечує досягнення мети керування. Визначено, що на сьогодні можна відокремити три основних методичних підходи до розв'язання цієї задачі. Перший полягає у її інтерпретації, як задачі теорії стійкості. Наведено приклади алгоритмів, отриманих на підставі методів теорії стійкості, проаналізовано їх переваги та обмеженість, узагальнено методику побудови подібних алгоритмів та перелічені основні проблемні аспекти. У межах другого підходу задача переорієнтації твердого тіла формулюється, як задача оптимального керування. У якості функціоналів зазвичай використовуються швидкодія, витрати робочого тіла або квадратичний функціонал. Розгляд результатів у цій галузі привів до висновку, що сьогодні такі задачі розв'язані тільки для окремих випадків співвідношень інерційних характеристик апарату або спеціальних умов руху, тому у загальному випадку застосування отриманих

алгоритмів носить квазіоптимальний характер. Третій підхід до керування обертанням будуватиметься на основі обернених задач динаміки. Простота його застосування, у тому числі до нелінійних моделей руху, можливість врахування додаткових умов руху та параметричної оптимізації, можливість побудови аналітичних траєкторій переорієнтації та універсальність підходу для різних режимів роботи СКОС у сукупності із забезпеченням сталості руху уздовж програмної траєкторії робить такий підхід найбільш доцільним для побудови високоточного керування орієнтацією КЛА з приєднаними пружними елементами.

Проаналізовані специфічні питання керування надлишковими системами гіродинів. Систематизовано основні задачі проектування та використання таких систем, а саме: вибір складу та конфігурації гіросистеми, керування окремими гіродинами, уникнення особливих станів гіросистеми, визначення в умовах гіросилового керування інерційних характеристик об'єкту, розвантаження гіросистеми.

За результатами аналізу, визначено основні шляхи розв'язання проблеми створення високоточних систем керування орієнтацією і стабілізації маневрених космічних апаратів. До них відносяться: підвищення точності СКОС за рахунок вдосконалення методичного та алгоритмічного забезпечення; розробка нових алгоритмів керування обертанням апарату на основі методів обернених задач динаміки; врахування пружних властивостей елементів конструкції при створенні закону керування; вдосконалення математичних моделей і алгоритмів керування гіродинами у надлишкових системах для більш повного використання можливостей гіросистеми; оптимізація розвантаження гіросилової системи; розробка методів уточнення в польоті інерційних характеристик керованого об'єкту.

У *другому розділі* для побудови законів керованого обертання запропоновано та досліджено клас кінематичних моделей кватерніонного типу, які мають вигляд

$$\Lambda^*(t) = \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \dots \circ \Lambda_M(t), \quad (1)$$

у якому кватерніон $\Lambda_m(t) = \cos \frac{\varphi_m(t)}{2} + \sin \frac{\varphi_m(t)}{2} \cdot \bar{b}_m$, $m = \overline{1, M}$, містить $\varphi_m(t)$ – деяку функцію часу, названу опорною функцією (ОФ); $\bar{b}_m = \text{col}(b_{m1}, b_{m2}, b_{m3})$ – невідомий незмінний вектор одиничної довжини та параметр M – ступінь моделі. Для скорочення запису у подальшому приймемо $c_m(t) = \cos \frac{\varphi_m(t)}{2}$, $s_m(t) = \sin \frac{\varphi_m(t)}{2}$.

У відповідності із кінематичним рівнянням для кватерніону орієнтації модельна кутова швидкість в проекціях на пов'язані із твердим тілом вісі має вигляд

$$\bar{\omega}^*(t) = 2\tilde{\Lambda}_M(t) \circ \dots \circ \tilde{\Lambda}_2(t) \circ \tilde{\Lambda}_1(t) \circ \dot{\Lambda}_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \dots \circ \Lambda_M(t) + \dots + 2\tilde{\Lambda}_M(t) \circ \dot{\Lambda}_M(t), \quad (2)$$

у якому $\dot{\Lambda}_m(t) = \frac{\dot{\varphi}_m(t)}{2} \cdot (-s_m(t) + c_m(t) \cdot \bar{b}_m)$. Якщо певним чином визначити вектори \bar{b}_m та ОФ $\varphi_m(t)$, які відіграють роль модельних параметрів, вирази (1), (2) відповідатимуть кінематичній моделі обертання, яка із зміною поточного часу t породжує програмну траєкторію переорієнтації твердого тіла. У загальному випадку визначення модельних параметрів підпорядковується краєвим умовам задачі переорієнтації і здійснюється шляхом розв'язання нелінійної системи алгебраїчних рівнянь:

$$\Lambda^*(0) = \Lambda^*(\bar{b}_1, \dots, \bar{b}_M, \varphi_{10}, \dots, \varphi_{M0}) = \Lambda_0, \quad \Lambda^*(T) = \Lambda^*(\bar{b}_1, \dots, \bar{b}_M, \varphi_{1T}, \dots, \varphi_{MT}) = 1 + \bar{0},$$

$$\bar{\omega}^*(0) = \bar{\omega}^*(\bar{b}_1, \dots, \bar{b}_M, \varphi_{10}, \dots, \varphi_{M0}, \dot{\varphi}_{10}, \dots, \dot{\varphi}_{M0}) = \bar{\omega}_0,$$

$$\bar{\omega}^*(T) = \bar{\omega}^*(\bar{b}_1, \dots, \bar{b}_M, \varphi_{1T}, \dots, \varphi_{MT}, \dot{\varphi}_{1T}, \dots, \dot{\varphi}_{MT}) = \bar{\omega}_T,$$

у яких праві частини відповідають заданим для початкового моменту часу та моменту T крайовим умовам, відносно невідомих векторів \bar{b}_m та крайових значень ОФ та їх похідних $\varphi_{m0}, \varphi_{mT}, \dot{\varphi}_{m0}, \dot{\varphi}_{mT}$ ($m = \overline{1, M}$).

Досліджено так звану плоску модель обертання ($M=1$), конічну ($M=2$) та сферичну ($M=3$) моделі. Для останньої введено неортогональні та ортогональні моделі, які відрізняються засобом завдання базових векторів \bar{b}_m . Для усіх моделей розроблено алгоритми визначення їхніх параметрів, розглянуто випадки виродження моделей більш високого ступеню у моделі меншого ступеню. Визначена обмеженість плоскої моделі при довільних крайових умовах орієнтації та швидкості. Доведено, що у загальному випадку конічна модель має один довільний параметр, який може бути використаний для покращення програмної траєкторії. Досліджено ступінь надмірності сферичних моделей та розроблено рекомендації щодо використання такої надмірності.

Для моделей сферичного типу доведено, що опорні функції еквівалентні кутовим кінематичним параметрам, а отримані співвідношення їхніх похідних та вектору кутової швидкості є кінематичні рівняння для них. Таким чином, маючи на увазі відносну довільність вибору базових векторів \bar{b}_m , можна вважати поточні значення ОФ $\varphi_m(t)$ узагальненими кутовими кінематичними параметрами, що обіймають, зокрема, кути Ейлера і кути Крилова, та для яких отримано універсальний вигляд кінематичних рівнянь та співвідношень із компонентами власного кватерніону орієнтації. На такій підставі отримано засіб довизначення кутових параметрів у точках виродження (ефект складання рамок карданова підвісу) із використанням інформації відносно поточного значення кутової швидкості.

У залежності від складу крайових умов задачі керування обертанням визначені різні форми завдання опорних функцій $\varphi_m(t)$ від поточного часу.

Для задачі термінального керування ОФ задаються, як екстремалі функціоналу

$$\int_0^T \ddot{\varphi}_m^2(t) dt \rightarrow \min \quad \text{з} \quad \text{крайовими} \quad \text{умовами} \quad \varphi_m(0) = \varphi_{m0}, \quad \dot{\varphi}_m(0) = \dot{\varphi}_{m0},$$

$$\varphi_m(T) = \varphi_{mT}, \quad \dot{\varphi}_m(T) = \dot{\varphi}_{mT}, \quad \text{і} \quad \text{мають} \quad \text{вигляд}$$

$$\varphi_m(t) = a_{m3} \cdot t^3 + a_{m2} \cdot t^2 + a_{m1} \cdot t + a_{m0},$$

у якому коефіцієнти знаходяться відповідно крайовим умовам.

Проаналізовано переорієнтацію твердого тіла у задане кутове положення з довільною кутовою швидкістю, одновісну переорієнтацію з кінцевою кутовою швидкістю, колінеарною осі, що переорієнтується. Для цих задач наведено алгоритм визначення коефіцієнтів ОФ.

При керуванні обертанням жорсткого об'єкту з приєднаними пружними елементами суттєвим є додатково забезпечити виконання крайових умов для кутового прискорення. Для цього використана модифікована ОФ

$$\varphi_m^*(t) = a_{m5}^* \cdot t^3 (t-T)^2 + a_{m4}^* \cdot t^2 (t-T)^2 + \varphi_m(t),$$

у якій завдяки коефіцієнтам a_{m4}^* , a_{m5}^* враховуються умови $\ddot{\varphi}_m^*(0) = \ddot{\varphi}_{m0}$, $\ddot{\varphi}_{mT}^*(T) = \ddot{\varphi}_{mT}$, що пов'язані із кутовим прискоренням. Так, задаючи $\ddot{\varphi}_{m0} = 0$, $\ddot{\varphi}_{mT} = 0$, будується програмна траєкторія переорієнтації КЛІА, реалізація якої супроводжується мінімальним динамічним впливом на пружні елементи з боку жорсткого ядра апарату. Таким чином, використання модифікованих ОФ в законі керування сприяє підвищенню точності переорієнтації пружного апарату.

Інший засіб визначення ОФ стосується задачі кутової стабілізації, для якої характерним є невизначеність тривалості процесу керування та вимоги асимптотичної стійкості потрібної орієнтації. За цих умов ОФ визначаються, як розв'язок диференційного рівняння

$$\ddot{\varphi}_m(t) + k_{m1} \dot{\varphi}_m(t) + k_{m0} \varphi_m(t) = k_{m0} \varphi_{mT},$$

у якому коефіцієнти k_{m1}, k_{m0} задаються відповідно бажаного спектру коренів характеристичного рівняння, і мають вигляд

$$\varphi_m(t) = a_{m1} e^{s_{m1} t} + a_{m2} e^{s_{m2} t} + \varphi_{mT},$$

де $a_{m1} = \frac{s_{m2}(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}) - \dot{\varphi}_{m0}}{s_{m2} - s_{m1}}$, $a_{m2} = \frac{s_{m1}(\varphi_{m0} - \varphi_{mT}) - \dot{\varphi}_{m0}}{s_{m1} - s_{m2}}$, s_{m1}, s_{m2} – задані певним чином

корені характеристичного рівняння.

Наступна форма визначення ОФ пов'язана із задачею переорієнтації уздовж програмної траєкторії за мінімально можливий час. Опорні функції задаються у вигляді поліному від $\tau \in [0, \tau_T]$ – штучно введеного локального часу

$$\varphi_m(\tau) = a_{m3} \cdot \tau^3 + a_{m2} \cdot \tau^2 + a_{m1} \cdot \tau + a_{m0},$$

для якого сформульована задача оптимальної швидкодії $T \rightarrow \min$ за умов:

$$\ddot{\tau} = u_\tau, |u_\tau| \leq u_\tau^*, \quad (3)$$

де u_τ – керуюча функція, при крайових умовах $\tau(0) = 0$, $\dot{\tau}(0) = 1$, $\tau(T) = \tau_T \geq \tilde{T}$, $\dot{\tau}(T) = 1$; \tilde{T} – апіорна оцінка тривалості маневру, при якій він може бути гарантовано здійснений за умов обмежень. Оптимальний розв'язок задачі (3) має вигляд

$$\tau^0(t) = \begin{cases} \frac{u_\tau^*}{2} t^2 + t, & 0 \leq t \leq t_s \\ -\frac{u_\tau^*}{2} t^2 + (1 + 2u_\tau^* t_s) t - u_\tau^* t_s^2, & t_s \leq t \leq T^0 \end{cases},$$

у якому $T^0 = \frac{2}{u_\tau^*} (\sqrt{1 + u_\tau^* \cdot \tau_T} - 1)$ – час швидкодії, $t_s = \frac{T^0}{2}$ – момент часу зміни знаку

керуючої функції. Параметр u_τ^* може бути визначений, як

$$u_\tau^* = \arg \left\{ \max_{0 \leq t \leq T^0(u_\tau^*)} (\bar{\omega}^*(\tau^0(t, u_\tau^*), \dot{\tau}^0(t, u_\tau^*))^2 = \omega_{\max}^2} \right\},$$

або шляхом розв'язання задачі

$$\max_{0 \leq t \leq T} (\dot{\bar{\omega}}^*(t), \ddot{\bar{\omega}}^*(t)) \leq \dot{\omega}_{\max}^2.$$

Останні дві задачі розв'язуються за допомогою чисельного моделювання.

Таким чином, запропонований підхід реалізує квазіоптимальну за швидкістю переорієнтацію твердого тіла уздовж програмної траєкторії. У наведеному в дисертації прикладі виграш часу склав близько 30% від планової тривалості в задачі термінальної переорієнтації.

Третій розділ роботи присвячено розробці та обґрунтуванню закону керування, який реалізує сталий рух уздовж модельної траєкторії переорієнтації та складається із програмної компоненти та компоненти, що формується за поточною інформацією щодо відхилення дійсного руху від модельного.

Згідно із динамічним рівнянням обертання твердого тіла програмна складова керуючого моменту в проєкціях на пов'язані вісі задається функцією часу

$$\bar{M}^*(t) = J \dot{\bar{\omega}}^*(t) + (\bar{\omega}^*(t) \times J \bar{\omega}^*(t)), \quad (4)$$

в якій $\bar{\omega}^*(t), \dot{\bar{\omega}}^*(t)$ – відповідно вектори модельної кутової швидкості та кутового прискорення, що змінюються згідно обраних ОФ. Для програмного моменту (4) обговорено засоби задоволення умовам реалізуєності, тобто $\bar{M}^*(t) \in \Omega_M$, де $\Omega_M = \{R^3 \mid |M_i| \leq M_i^{\max}, i = x, y, z\}$. Визначено, що у більшості випадків це можливо здійснити шляхом збільшення планової тривалості переорієнтації із відповідним редагуванням потрібної кінцевої орієнтації, якщо кінцева кутова швидкість – ненульова. Але такий засіб має певну обмеженість: якщо розмір області Ω_M занадто малий, то збільшення тривалості може бути не ефективним. В цих умовах запропоновано параметричну оптимізацію обраної кінематичної моделі за критерієм $\max_{i=x,y,z} \max_{t \in [0, T]} |M_i^*(t)|$, яка здійснюється за рахунок надлишкових параметрів моделі. Так, для сферичної ортогональної моделі вибір базису $\{\bar{b}_m\}_{m=1,3}$ здійснюється шляхом розв'язку за методом деформованого багатограннику задачі

$$\min_{\{\alpha, \beta, \gamma\} \in [0, \pi]} \left\{ \max_{i=x, y, z} \max_{t \in [0, T]} |M_i^*(t)| \right\}$$

відносно кутових змінних α, β, γ , які задають орієнтацію базису $\{\bar{b}_m\}_{m=1,3}$ у пов'язаних із КЛА осях. Замість наведеного може бути використаний один з наступних практично значущих критеріїв: $\max_{t \in [0; T]} |\bar{\omega}^*(t)|$, $\max_{t \in [0; T]} |\dot{\bar{\omega}}^*(t)|$ або $\int_0^T (\bar{M}^*(t), \dot{\bar{M}}^*(t)) dt$. На чисельному прикладі показано, як подібна оптимізація зменшує вимоги до розміру області Ω_M майже удвічі.

Наступною задачею є синтез керуючого моменту за інформацією щодо дійсних значень кутової швидкості та орієнтації твердого тіла. Призначенням такого закону є забезпечення сталого руху уздовж модельної траєкторії, яка відповідає програмному моменту (4). Для розв'язання задачі введено помилку реалізації модельного значення кутової швидкості $\delta\bar{\omega}$ та помилку реалізації модельного кватерніону $\delta\Lambda$ за формулами

$$\bar{\omega}(t) = \bar{\omega}^*(t) + \delta\bar{\omega}(t), \quad \Lambda(t) = \Lambda^*(t) \circ \delta\Lambda(t),$$

де $\bar{\omega}(t), \Lambda(t)$ – дійсні значення швидкості та орієнтації. З урахуванням наявності поточних значень кутової швидкості та кватерніону запропоновано наступний закон керування

$$\bar{M}(t, \bar{\omega}, \Lambda) = \bar{M}^*(t) + \delta\bar{M}(t, \delta\bar{\omega}, \delta\Lambda), \quad (5)$$

у якому $\delta\bar{M} = -C_\omega \delta\bar{\omega} - \delta\lambda_0 \cdot C_\lambda \delta\bar{\lambda} + (\bar{\omega}^* \times J \cdot \delta\bar{\omega}) - \hat{M}_B \cdot \text{sign}(\delta\bar{\omega})$, C_ω, C_λ – довільні позитивно-визначені незмінні матриці (3x3); $\text{sign}(\delta\bar{\omega})$ – знакова вектор-функція, \hat{M}_B – оцінка максимального значення модулю моменту, що збурює. Згідно виведеної диференційної моделі для $\delta\bar{\omega}, \delta\Lambda$ за допомогою методу функцій Ляпунова доведено їхню асимптотичну сталість під впливом моменту (5) в умовах збуреного руху. Таким чином, якщо для керуючого моменту (5) виконуються умови реалізуємості $\bar{M} \in \Omega_M$, переорієнтація КЛА при наявності динамічних збурень здійснюється відповідно модельної траєкторії. Якщо потрібний момент \bar{M} не належить множині Ω_M , здійснюється його корекція за правилом

$$M_i^k = \begin{cases} M_i, & \text{якщо } |M_i| \leq M_i^{\max} \\ M_i^{\max} \cdot \text{sign } M_i & \text{у іншому випадку} \end{cases}.$$

Для компенсації неминучого в цих умовах відхилення траєкторії руху від модельної пропонується використовувати зворотній зв'язок за двоконтурною схемою (рис.1). Призначення зовнішнього контуру полягає в тому, що при перебільшенні параметрів відхилення дійсної траєкторії від модельної $\varepsilon_{\delta\Lambda}, \varepsilon_{\delta\omega}$ деякого встановленого рівня $\varepsilon_{\delta\Lambda}^*, \varepsilon_{\delta\omega}^*$ відбувається перерахунок параметрів кінематичної моделі згідно поточних значень кутової швидкості та кватерніону, які приймаються у якості початкових. Таким чином, модельна

траєкторії, за якою здійснюється рух у подальшому, оновлюється, а наявні похибки одночасно обнулюються.



Додатково до випадку трьохвісної переорієнтації, визначено кінематичні моделі та алгоритми для задачі одновісної переорієнтації, задачі переорієнтації в умовах геометричних обмежень, коли є заборонений сектор простору, до якого не може потрапляти деяка ось об'єкту. Всі перелічені задачі розв'язуються завдяки відповідному вибору параметрів кінематичної моделі обертання. Особливу увагу приділено задачі переорієнтації апарату з приєднаними пружними елементами. Для підвищення термінальної точності розвороту такого КЛА розроблено спеціальну методику вибору ортогонального базису $\{\bar{b}_m\}_{m=1,3}$ та відповідних модифікованих опорних функцій $\varphi_m^*(t)$, $m=1,3$. Еволюція у часі останніх задається таким чином, що на початку кероване обертання КЛА є загального вигляду, потім воно гладко переходить до конічного типу, а наприкінці маневру – до плаского відносно осі, спрямованій уздовж кінцевого значення вектору кутової швидкості. Керування за такою схемою створює найкращі умови для гасіння коливань пружних елементів внаслідок самодемпфування, що у свою чергу сприяє високій точності орієнтації та кутової швидкості КЛА наприкінці маневру. Такий висновок зроблено з аналізу факторів впливу пружних елементів на динаміку об'єкту у цілому та підтверджено результатами моделювання.

Четвертий розділ дисертації присвячено розробці моделей та методів керування надлишковою (більше трьох) системою гіродинів (ГД) – силовим гіроскопічним комплексом (СГК). У складі СКОС такий комплекс виконує функцію створення потрібного динамічного моменту, який прикладається до корпусу КЛА для здійснення його керованого обертання.

По-перше, виведено геометричну модель сумарного кінетичного моменту СГК при довільно-заданому розміщенні осей прецесії гіродинів та розроблено чисельну методику проектування оптимальної конфігурації гіросистеми із заданою кількістю ГД. У якості критерію, що максимізується, обрано модуль кутової швидкості КЛА, яку СГК спроможний забезпечити у будь-якому просторовому напрямі. На відміну від критерію, запропонованого Є.М.Токарем, – характерного розміру області варіації кінетичного моменту СГК, використаний критерій враховує інерційні характеристики КЛА, як об'єкту керування. Також визначена можливість максимізації за рахунок конфігурації СГК кутової швидкості у певному секторі простору, якщо відомо, що згідно з програмою польоту кутова маневреність КЛА певним чином обмежена. Наведено приклад параметричної оптимізації компланарного СГК з чотирьох ГД (СГК-4) із попарно-колінеарними осями прецесії. Проведена оптимізація покращує тільки геометричні параметри структури СГК і не порушує її загального вигляду, що важливо для збереження інших характеристик СГК, таких, як наявність особливих станів та можливість їх проходження і таке інше.

По-друге, у загальному вигляді для умов дискретної системи керування, якою є СКОС, розглянуто та порівняно два методи керування системою гіродинів: традиційний – за вектором потрібного динамічного моменту (ВПДМ), та запропонований – за вектором потрібного кінетичного моменту (ВПКМ). У першому випадку задача визначення для моменту часу t_k m -мірного ($m > 3$ – кількість ГД у системі) вектору керування СГК $\dot{\bar{B}}$ полягає у розв'язанні відносно нього лінійного рівняння

$$-L(\bar{\beta}_k) \cdot \dot{\bar{B}} - (\bar{\omega}(t_k) \times \bar{H}_\Sigma(t_k)) = \bar{M}^*(t_k),$$

в якому $L(\bar{\beta}_k)$ – матриця ($3 \times m$), яка обчислюється для кожного t_k згідно з m -мірним вектором кутів прецесії ГД $\bar{\beta}_k$; $\bar{H}_\Sigma(t_k)$, $\bar{\omega}(t_k)$ – відомі вектори сумарного кінетичного моменту СГК та дійсної кутової швидкості КЛА відповідно; $\bar{M}^*(t_k) = J\dot{\bar{\omega}}^*(t_k) + (\bar{\omega}(t_k) \times J\bar{\omega}(t_k))$ – вектор потрібного динамічного моменту, який обчислюється згідно модельного кутового прискорення $\dot{\bar{\omega}}^*(t_k)$ та $\bar{\omega}(t_k)$, J – матриця моментів інерції КЛА. Отримане керування в умовах дискретної системи реалізується, як незмінна функція $\dot{\bar{B}}(t) = \overline{Const}$, $t \in [t_k, t_{k+1})$. Наприкінці такту, в момент $t_{k+1} = t_k + \Delta t$, таке керування при відсутності моменту, що збурює, призводить до помилки реалізації модельної швидкості та орієнтації:

$$\varepsilon_\omega = \left| \ddot{\bar{\omega}}^*(t_k) \right| \cdot \frac{\Delta t^2}{2}, \quad \varepsilon_\Lambda = \left| \dot{\bar{\omega}}^*(t_k) \right| \frac{\Delta t^3}{6}. \quad (6)$$

Альтернативний метод керування за вектором потрібного кінематичного моменту формалізується наступним чином. Вектор керування на відрізьку часу $t \in [t_k, t_{k+1})$, обчислюється, як

$$\dot{\bar{B}}(t) = \frac{\Delta \bar{\beta}_k}{\Delta t},$$

де $\Delta\bar{\beta}_k$ є розв'язок нелінійного рівняння

$$\sum_{i=1}^m \{ \bar{n}_{ic} \cdot \cos(\beta_i(t_k) + \Delta\beta_i(t_k)) + \bar{n}_{is} \cdot \sin(\beta_i(t_k) + \Delta\beta_i(t_k)) \} = \bar{H}_\Sigma^*(t_{k+1}), \quad (7)$$

у якому $\bar{H}_\Sigma^*(t_{k+1}) = \Delta\tilde{\Lambda}_{k+1}^* \circ \bar{P}(t_k) \circ \Delta\Lambda_{k+1}^* - J \cdot \bar{\omega}^*(t_{k+1})$ – вектор потрібного кінетичного моменту СГК, що прогнозується згідно модельної кутової швидкості $\bar{\omega}^*(t_{k+1})$, кватерніону програмної переорієнтації $\Delta\Lambda_{k+1}^* = \tilde{\Lambda}(t_k) \circ \Lambda^*(t_{k+1})$ та сукупного кінетичного моменту $\bar{P}_k = J \cdot \bar{\omega}(t_k) + \bar{H}_\Sigma(t_k)$, накопиченого до поточного моменту часу і який обчислюється за вимірами $\bar{\omega}(t_k), \bar{H}_\Sigma(t_k)$; $\bar{n}_{ic}, \bar{n}_{is}$ – задані тримірні вектори, що відповідають розміщенню осей прецесії ГД; $\beta_i(t_k), i = \overline{1, m}$ – відомі кути прецесії ГД. Доведено, що при $\bar{P}_k = 0$ помилка такого керування наприкінці такту складає $\varepsilon_\omega = 0, \varepsilon_\Lambda = \left| \ddot{\bar{\omega}}^*(t_k) \right| \frac{\Delta t^3}{12}$, що у порівнянні із (6) означає більшу точність реалізації руху уздовж модельної траєкторії за методом керування згідно ВПКМ. Зазначимо, що розглянутий метод може бути застосований лише за умови використання модельної траєкторії руху.

По-третє, систематизовано алгоритми керування надлишковою системою ГД та розроблено відповідний алгоритм на основі нового критерію оптимальності.

У межах лінійної точності відносно Δt обидві постанови задачі керування: за методом ВПДМ і за методом ВПКМ, еквівалентні і мають вигляд лінійної системи з надлишковою кількістю невідомих, об'єднаних у вектор $\dot{\bar{B}}$

$$L(\bar{\beta}) \cdot \dot{\bar{B}} = \bar{\mu}, \quad (8)$$

де $\bar{\mu} = -\bar{M}^*(t_k) - (\bar{\omega}(t_k) \times \bar{H}_\Sigma(t_k))$ у випадку ВПДМ і $\bar{\mu} = \frac{\bar{H}_\Sigma^*(t_{k+1}) - \bar{H}_\Sigma(\bar{\beta}_k)}{\Delta t}$ для ВПКМ. В умовах недовизначеності системи (8) задача керування СГК у загальному вигляді формулюється, як задача

$$\max_{\dot{\bar{B}} \in \Omega_{\dot{\bar{B}}}} \Phi(\dot{\bar{B}}), \quad (9)$$

де $\Phi(\dot{\bar{B}})$ – деякий показник якості, $\Omega_{\dot{\bar{B}}} = \{R^m \mid |\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_{\max}, i = \overline{1, m}\}$ – множина допустимого керування, з обмеженнями (8). У разі вибору $\Phi(\dot{\bar{B}})$, як такої, що двічі диференціюється, для необмеженого множиною $\Omega_{\dot{\bar{B}}}$ керування розв'язок задачі (9), (8) має вигляд

$$\dot{\bar{B}} = \dot{\bar{B}}_1 + \dot{\bar{B}}_0,$$

при цьому за умов існування зворотної матриці $(LL^T)^{-1}$

$$\dot{\bar{B}}_1 = F^{-1}L^T(LF^{-1}L^T)^{-1}\bar{\mu}, \quad \dot{\bar{B}}_0 = (E_m - F^{-1}L^T(LF^{-1}L^T)^{-1}L) \cdot F^{-1} \frac{\partial \Phi_0}{\partial \dot{\bar{B}}}, \quad (10)$$

$F = \frac{\partial^2 \Phi}{\partial \dot{\bar{B}}^2} \Big|_{\dot{\bar{B}}=0}$ – матриця ($m \times m$); E_m – одинична матриця ($m \times m$); $\frac{\partial \Phi_0}{\partial \dot{\bar{B}}} = \frac{\partial \Phi}{\partial \dot{\bar{B}}} \Big|_{\dot{\bar{B}}=0}$. Важливо,

що складова $\dot{\bar{B}}_1$ забезпечує виконання (8), тобто розв'язує власно задачу керування КЛА, а складова $\dot{\bar{B}}_0$ – її ортогональне доповнення. За загальноприйнятою термінологією складова $\dot{\bar{B}}_0$ забезпечує так званий «нульовий рух» гіродинів, що використовується для перебудови поточної конфігурації гіросистеми, при цьому не впливає на КЛА, тобто $L \cdot \dot{\bar{B}}_0 = 0$. З цих загальних позицій в дисертації проаналізовано відомі закони керування СГК, виявлена обмеженість яких спонукала до розробки нового алгоритму керування ГД.

Польотна програма супутників дистанційного зондування Землі передбачає чередування відносно повільних сеансів зйомки з динамічними кутовими маневрами перенацілювання. З урахуванням цього висунуто припущення, що доцільним є починати кожний маневр швидкої переорієнтації з майже однакової конфігурації СГК. За таких умов критерієм якості може служити негативно-визначена функція

$$\Phi(\dot{\bar{B}}_0) = -\frac{1}{2} (\bar{\beta}_3^* - (\bar{\beta} + (\dot{\bar{B}}_1 + \dot{\bar{B}}_0) \cdot \Delta t))^2,$$

в якій $\bar{\beta}_3^*$ – вектор кутів прецесії ГД, що задається, відповідає бажаному стану гіросистеми наприкінці маневру. В цих умовах відповідно (10) маємо

$$\dot{\bar{B}}_0 = -\Delta t^{-1} \cdot (E_m - L^T (LL^T)^{-1} L) \cdot (\bar{\beta}_3^* - (\bar{\beta} + \dot{\bar{B}}_1 \cdot \Delta t)), \quad (11)$$

при цьому вектор $\dot{\bar{B}}_1$ може визначатися за будь-яким іншим критерієм.

Для $\dot{\bar{B}}_1$ введено функцію $\Phi(\dot{\bar{B}}_1) = \max_{i=1,m} |\dot{\beta}_i|$ і сформульовано задачу

$$\min_{\dot{\bar{B}}_1 \in \Omega_{\dot{\bar{B}}}} \Phi(\dot{\bar{B}}_1) = \min_{\dot{\bar{B}}_1 \in \Omega_{\dot{\bar{B}}}} \max_{i=1,m} |\dot{\beta}_i|, \quad (12)$$

яка розв'язується на множині $\Omega_{\dot{\bar{B}}} = \{R^m \mid |\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_{\max}, i = \overline{1, m}\}$ за умов обмежень

$$L(\bar{\beta}) \cdot \dot{\bar{B}}_1 = \bar{\mu}. \quad (13)$$

Введення такого критерію зумовлено тим, що при керуванні СГК найважливішим є забезпечити потрібне обертання КЛА за допомогою $\dot{\bar{B}}_1 \in \Omega_{\dot{\bar{B}}}$. Завдяки задачі (12) вектор $\dot{\bar{B}}_1$ може бути знайдено, навіть коли існує хоча б один допустимий розв'язок рівняння (13). При наявності множини таких розв'язків, визначення $\dot{\bar{B}}_1$ з (12) зберігає ресурс СГК, обумовлений $\Omega_{\dot{\bar{B}}}$, залишок якого спрямовується на реалізацію «нульового руху» ГД для покращення конфігурації СГК.

Метод розв'язання задачі (12), (13) полягає у наступному. Згідно з $s = \text{rang}(L)$ вектор $\dot{\bar{B}}_1$ поділяється на два підвектори: із незалежними та залежними компонентами. Після розв'язання (13) залежного підвектора через незалежний, задача (12) приймає вигляд

$$\min_{\dot{\beta}_{s+1}, \dots, \dot{\beta}_m} \max \left\{ \left| c_{01} + \sum_{j=1}^{m-s} C_{1j} \cdot \dot{\beta}_{s+j} \right|, \dots, \left| c_{0s} + \sum_{j=1}^{m-s} C_{sj} \cdot \dot{\beta}_{s+j} \right|, |\dot{\beta}_{s+1}|, \dots, |\dot{\beta}_m| \right\}, (14)$$

де $\dot{\beta}_{s+1}, \dots, \dot{\beta}_m$ – незалежні змінні, \bar{c}_0 – відомий s -мірний вектор, C – відома матриця ($s \times (m-s)$). Для випадку $m=4, s=3$ задача (14) має наглядну геометричну інтерпретацію (рис.2) і розв'язується шляхом перебору точок перетинання відповідних прямих. Розроблено блок-схему алгоритму розв'язання задачі (14) та її узагальнення на випадок довільного m та $s \leq 3$.

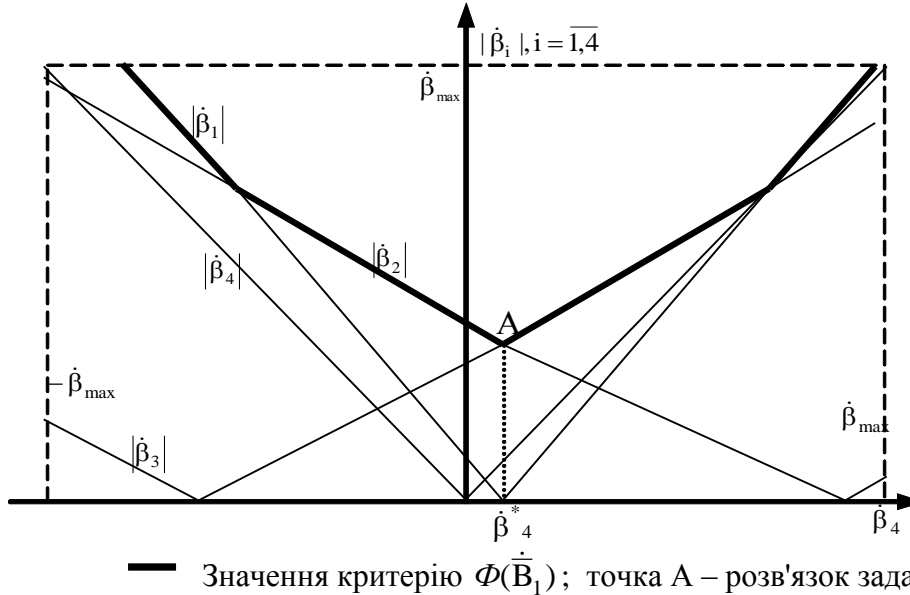


Рис. 2. Геометрична інтерпретація задачі (14) для випадку $m=4, s=3$.

Таким чином, не прив'язуючись до певної структури СГК, запропоновано універсальний алгоритм керування ГД на підставі нових критеріїв. Алгоритми раціонально використовують ресурс СГК, створюють умови для зменшення тривалості розвороту КЛА і, як наслідок, сприяють інтенсифікації польотної програми.

Проблема існування зворотної матриці $(LL^T)^{-1}$ в задачах керування СГК є однією з ключових. Необхідність звертання матриці є наслідок лінеаризації моделі керування СГК. Цю процедуру можна виключити, якщо замість лінійної використовувати квадратичну модель. Дійсно, якщо в задачі керування за ВПКМ (7) при розкладанні в ряд тригонометричних функцій залишити члени до другого порядку малості відносно $\Delta\bar{\beta}_k$, замість (8) задача набуває вигляду векторного рівняння

$$L(\bar{\beta}_k)\Delta\bar{\beta}_k - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \bar{H}_i(\beta_{ik})\Delta\beta_{ik}^2 = \Delta\bar{H}_{\Sigma k}^*, (15)$$

в якому $\Delta\bar{H}_{\Sigma k}^* = \bar{H}_{\Sigma}^*(t_{k+1}) - \bar{H}_{\Sigma}(\bar{\beta}_k)$. Розв'язання (15) дає питомий вектор керування СГК. На підставі аналізу двох моделей – лінійної та квадратичної, доведено, що поблизу сингулярних станів гіросистеми, яким відповідає нульовий детермінант матриці (LL^T) , слід переходити на нелінійну модель, тому що лінійна дає завеликі похибки. В іншому разі результати

використання обох моделей практично еквівалентні. Для демонстрації працездатності нелінійної моделі її використано для СГК-4 компланарної структури. Розроблені в цих умовах алгоритми розв'язання (15) з урахуванням обмежень мають складну логічну структуру і для деяких сингулярних станів передбачають чисельну процедуру знаходження рішення.

Додатково розроблено метод контролю та забезпечення умови

$$\dot{\vec{B}} \in \Omega_{\dot{\vec{B}}} = \{R^m \mid |\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_{\max}, i = \overline{1, m}\}. \quad (16)$$

У загальному випадку керування СГК шукається у вигляді

$$\dot{\vec{B}} = \dot{\vec{B}}_1 + \alpha \cdot \dot{\vec{B}}_0,$$

де $\dot{\vec{B}}_1$ – складова, визначена шляхом розв'язанням задачі (12), (13), $\dot{\vec{B}}_0$ – складова, визначена за (11), α – деякий скалярний параметр. З оглядом на (16) визначається допустимий діапазон $[\alpha^-, \alpha^+]$ цього параметру, з якого реалізується вибір його найкращого значення. Якщо множина $[\alpha^-, \alpha^+]$ пуста – це означає, що СГК у своїй поточній конфігурації неспроможний здійснити потрібний керуючий вплив на КЛА. В цьому випадку вектор керування коректується відповідно алгоритму

$$\dot{\vec{B}}^* = \alpha_1 \cdot \dot{\vec{B}}_1 + \alpha^* \dot{\vec{B}}_0,$$

в якому $0 < \alpha_1 < 1$. Вибір α_1 підпорядковується міркуванням мінімізації впливу, що збурює, на кероване обертання КЛА внаслідок корекції вектору керування ГД. Проаналізовано вплив такої корекції на точність переорієнтації КЛА та сформульовано рекомендації щодо зменшення його наслідків.

У *п'ятому розділі* дисертації викладено та обґрунтовано методику визначення моментів інерції КЛА у польоті за вимірами кутової швидкості шляхом цілеспрямованого гіросилового керування обертанням апарату. Необхідність розв'язання такої задачі пов'язана із використанням названих параметрів у законі програмного керування переорієнтацією за розробленими кінематичними моделями. В цих умовах достовірність оцінок інерційних характеристик, що використовуються, є одним із чинників забезпечення високої точності керування.

У порівнянні з відомими методами запропонована процедура дозволяє визначити не тільки осьові, а й відцентрові моменти інерції, і спирається на виміри кутової швидкості. Такі виміри, на відміну від оцінок кутового прискорення, які використовувались раніше, мають значно меншу випадкову складову похибки, що сприяє підвищенню точності ідентифікації питомих параметрів об'єкту.

У розділі побудовано відповідну математичну модель задачі ідентифікації моментів інерції апарату, з якої витікає, що в умовах гіросилового керування крім елементів матриці моментів інерції до складу невідомих входить тримірний вектор сукупного кінетичного моменту КЛА-СГК, незмінний відносно інерційного простору при відсутності зовнішнього моменту. Для розділення невідомих запропоновано методику, згідно з якою за допомогою СГК спочатку здійснюється гасіння кутової швидкості обертання апарату навколо центра

мас. Після цього за відомим сумарним кінетичним моментом СГК $\bar{H}_\Sigma(t_0)$ визначається сукупний кінетичний момент

$$\bar{P}_0 = \bar{H}_\Sigma(t_0).$$

На другому етапі методики шляхом цілеспрямованого керування кутами прецесії гіродинів здійснюється розкручування КЛА, в процесі якого фіксуються виміри вектору кутової швидкості та обчислюється матриця орієнтації $A(t)$ КЛА відносно вихідного стану. За результатами щонайменш трьох вимірів в моменти часу t_1, t_2, t_3 відносно вектору невідомих моментів інерції $\bar{x} = \text{col} \{j_{11}, j_{12}, j_{13}, j_{22}, j_{23}, j_{33}\}$ будується надлишкова система рівнянь

$$W \cdot \bar{x} = \bar{z}, \quad (17)$$

в якій $W = \left[\Omega^T(t_1) \quad \Omega^T(t_2) \quad \Omega^T(t_3) \right]^T$ – блокова матриця (9x6), при цьому

$$\Omega(t) = \begin{bmatrix} \omega_1 & \omega_2 & \omega_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_1 & 0 & \omega_2 & \omega_3 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_1 & 0 & \omega_2 & \omega_3 \end{bmatrix} - \text{матриця, що складається з вимірів вектора кутової швидкості;}$$

$$\bar{z} = - \begin{bmatrix} \bar{H}_\Sigma(t_1) \\ \bar{H}_\Sigma(t_2) \\ \bar{H}_\Sigma(t_3) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A^T(t_1) \\ A^T(t_2) \\ A^T(t_3) \end{bmatrix} \cdot \bar{P}_0 - \text{вектор (9x1), що обчислюється. За умови } \det(W^T W) \neq 0,$$

найкраща оцінка розв'язку рівняння (17) має вигляд

$$\hat{x} = (W^T W)^{-1} W^T \cdot \bar{z}.$$

Для обґрунтування описаної методики аналітично доведено, що, по-перше, завжди можливо створити такий обертальний рух КЛА, при якому досягається $\det(W^T W) \neq 0$, по-друге, за допомогою СГК та поточної інформації з датчиків можливо здійснити обертання КЛА із потрібною кутовою швидкістю, у тому числі нульовою для здійснення першого етапу методики.

Викладено алгоритм ідентифікації моментів інерції КЛА на основі методу доповненої матриці. Цей метод є авторською модифікацією рекурентного методу найменших квадратів та дозволяє здійснювати поточне оцінювання питомих параметрів з урахуванням надлишкового числа вимірів, що поступають у темпі реального часу. Для перевірки працездатності методики проведено комп'ютерне моделювання, результати якого демонструють стабілізацію відносної похибки визначення моментів інерції із збільшенням кількості вимірів, що використовуються (рис.3). Встановлена можливість та умови уточнення моментів інерції без виділення спеціального режиму, під час виконання КЛА свого основного призначення.

Шостий розділ присвячено режиму оптимального розвантаження СГК за допомогою системи газореактивних двигунів (ГРД), розташованих на КЛА. Необхідність такого режиму зумовлена тим, що на об'єкт з боку оточуючого середовища постійно діють моменти, що збурюють, компенсація яких в умовах керованого обертання веде до накопичення механічною системою КЛА-СГК сукупного кінетичного моменту. Таке накопичення

супроводжується виродженням керуючих властивостей гірокомплексу, тому час від часу виникає потреба в обнулінні сукупного кінетичного моменту за допомогою зовнішніх моментів, що, зокрема, можуть створюватись системою ГРД. Зміна конфігурації гіродинів в СГК у ході протидії зазначеному динамічному впливу на КЛА з боку ГРД приводить до так званого розвантаження гірокомплексу.

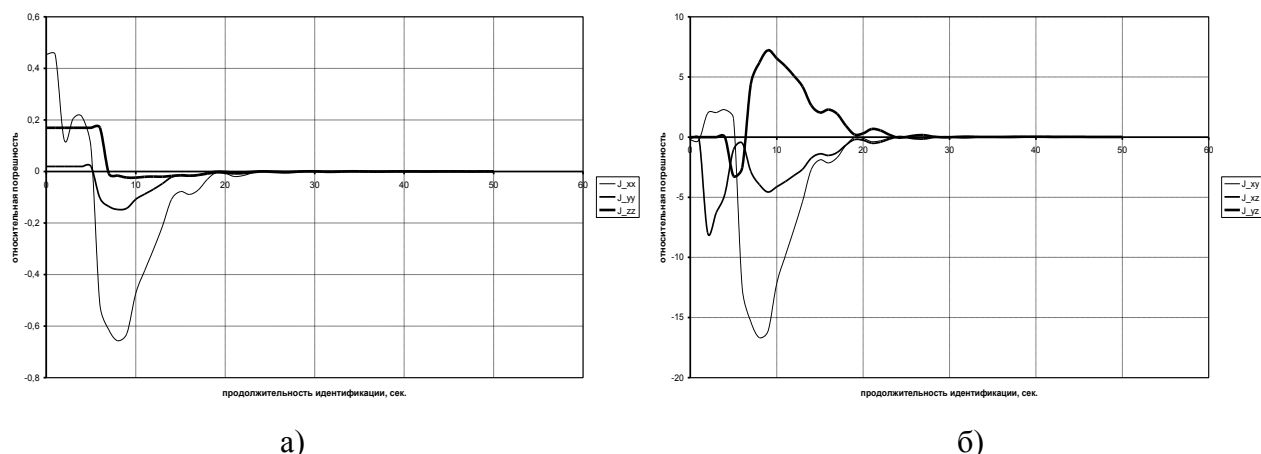


Рис.3. Відносна похибка оцінок осьових (а) та відцентрових (б) моментів інерції КЛА

До теперішнього часу питанням оптимізації газореактивного розвантаження СГК не приділялось належної уваги. Це зумовлено тим, що такий режим здійснювався для КЛА, кутова швидкість обертання навколо центру мас якого близька до нуля. Доведено, що при розбіжності у ефективності пар ГРД, зумовленої, зокрема, різною віддаленістю двигунів від відповідної осі обертання, розвантаження буде більш економічним з точки зору витрат робочого тіла, якщо проводити його для КЛА, який певним чином обертається. Отримано глобально оптимальний розв'язок такої задачі та шляхом розробки відповідної методики розвантаження встановлена можливість досягти такого результату у загальному випадку.

Розглядається задача обнуління сукупного кінетичного моменту \bar{P} за допомогою моменту $\bar{M} = col\{M_1, M_2, M_3\} \in \Omega_M = \{R^3 \mid |M_i| \leq m_i, i = \overline{1,3}\}$, що створюватиме система ГРД, в умовах, коли

$$\dot{\bar{P}}(t) = \Omega(t) \cdot \bar{P}(t) + \bar{M}(t), \quad (18)$$

де $\Omega(t)$ – відома кососиметрична матриця, елементи якої є проекції незалежного вектору кутової швидкості КЛА на осі базової системи координат (БСК). Незалежність кутової швидкості КЛА від впливу ГРД пропонується досягати завдяки СГК, який, за припущенням, ще не повністю втратив можливість створювати керуючий вплив внаслідок накопичення кінетичного моменту.

Фіксуючи тривалість розвантаження T та доповнюючи (18) крайовими умовами $\bar{P}(0) = \bar{P}_0$, $\bar{P}(T) = 0$ та функціоналом $Q = \int_0^T \sum_{i=1}^3 k_i \cdot |M_i(t)| dt$, у якому $k_i > 0$ – задані

конструктивні параметри, отримано термінальну задачу оптимального за витратами робочого тіла керування. Як свідчить аналіз, така задача має нетривіальний розв'язок, якщо серед трьох пар двигунів, що створюють момент відносно трьох осей БСК, можливо виділити таку, яка спроможна створювати найбільший момент. Таку пару названо «парою максимальної ефективності», а ось – «віссю максимальної ефективності».

За допомогою принципу максимуму термінальна задача оптимального розвантаження зведена до відповідної крайової задачі. Далі зроблено обґрунтоване припущення, що КЛА у ході розвантаження обертається з постійною кутовою швидкістю. В цих умовах показано, що вихідна задача може мати так зване особливе керування та отримано умови його виникнення. Визначено умови, за яких розв'язок отриманої крайової задачі існує.

Для не особливого випадку оптимальний закон керування має вигляд

$$M_i^o(t) = \begin{cases} \varepsilon_i \cdot m_i, & \text{якщо } t \in [\tau_{1i}, \tau_{2i}] \cup [\tau_{5i}, \tau_{6i}], \\ -\varepsilon_i \cdot m_i, & \text{якщо } t \in [\tau_{3i}, \tau_{4i}], \\ 0, & \text{якщо } t \in [0, T] \setminus \bigcup_{j=1,3,5} [\tau_{ji}, \tau_{j+1i}] \end{cases},$$

в якому $\varepsilon_i = \text{sign} \psi_{0i}$, $[\tau_{1i}, \tau_{2i}], [\tau_{3i}, \tau_{4i}], [\tau_{5i}, \tau_{6i}]$, $i = \overline{1,3}$ – невідомі інтервали часу, яким відповідає не нульове керування, ψ_{0i} – невідомі початкові значення зв'язаних змінних. З урахуванням залежності зв'язаних змінних від часу, отриманої аналітично, розроблено алгоритм, який встановлює зв'язок $\tau_{ki}(\bar{\psi}_0)$ у загальному випадку. Таким чином, завдяки такому зв'язку остаточне розв'язання поставленої задачі полягає у рішенні системи трьох алгебраїчних рівнянь відносно трьох невідомих ψ_{0i} .

Подальше узагальнення задачі оптимального розвантаження СГК стосується раціонального вибору параметрів обертання КЛА, тривалості режиму розвантаження, початкової орієнтації апарату. Зокрема, доведено, що витрати робочого тіла на розвантаження СГК досягнуть глобального мінімуму, коли вісь максимальної ефективності КЛА співпадає з вектором сукупного кінетичного моменту КЛА-СГК. В цих умовах розвантаження СГК буде реалізовано за рахунок вмикання тільки однієї пари ГРД – пари максимальної ефективності. З урахуванням початкових умов та параметрів СКОС отримано тривалість такого вмикання та відповідні витрати робочого тіла.

Для досягнення глобального мінімуму витрат у загальному випадку розроблено методику проведення режиму, яка складається з двох етапів. На першому за допомогою гіросилового впливу на КЛА здійснюється узгодження орієнтації апарату з вектором сукупного кінетичного моменту. Другий етап – обнуління сукупного кінетичного моменту, яке досягається за допомогою ГРД для нерухомого КЛА, орієнтованого певним чином. Гіросилова компенсація впливу на КЛА роботи двигунів в цих умовах і веде, власно кажучи, до розвантаження гірокомплексу. Описана методика, по-перше, призводить до суттєвого

заощадження робочого тіла на борті КЛА, по-друге, забезпечує працездатність СКОС у разі несправності деяких ГРД.

Обговорено питання алгоритмічної реалізації режиму оптимального розвантаження; розроблено закон гіросилового керування, який забезпечуватиме потрібне обертання КЛА; доведено стійкість реалізації потрібного обертання в умовах збурень та обмежень; проведена оцінка практичної доцільності отриманого розв'язку та зроблено узагальнюючі висновки.

Сьомий розділ присвячено аспектам практичної реалізації та оцінки розроблених алгоритмів гіросилової СКОС. Він містить опис умов, стратегії, інструменту та результатів чисельного моделювання роботи СКОС деякого важкого КЛА з приєднаними пружними елементами, який виконує програму польоту, характерну для супутників дистанційного зондування Землі.

Динамічна і кінематична моделі обертання такого КЛА мають вигляд:

$$\begin{aligned} J\dot{\bar{\omega}} + (\bar{\omega} \times J\bar{\omega}) + A_{\omega x}\ddot{x} &= \bar{M}_{СГК} + \bar{M}_{РД} + \bar{M}_B, \\ \ddot{x} + E\dot{x} + \Omega^2 x &= A_{x\omega}\dot{\bar{\omega}}, \\ \dot{\Lambda} &= 0.5 \cdot \Lambda \circ \bar{\omega}, \end{aligned}$$

в якому J – матриця моментів інерції КЛА при недеформованих пружних елементах; $\bar{\omega}$ – вектор кутової швидкості; x – 11-мірний вектор узагальнених координат, які характеризують відхилення пружних елементів відносно недеформованого стану; $A_{\omega x}$ – матриця коефіцієнтів впливу коливань окремих елементів на динаміку жорсткого ядра; $\bar{M}_{СГК} = -\dot{\bar{H}}_{СГК} - (\bar{\omega} \times \bar{H}_{СГК})$ – момент, що прикладається до корпусу КЛА з боку СГК; $\bar{H}_{СГК}$ – вектор сумарного кінетичного моменту СГК; $\bar{M}_{РД}$ – зовнішній момент, що прикладається до КЛА з боку газореактивних двигунів; \bar{M}_B – момент від гравітаційного поля Землі; E – діагональна матриця коефіцієнтів демпфування коливань; Ω^2 – діагональна матриця, складена із квадратів власних частот коливань для кожної узагальненої координати; $A_{x\omega}$ – матриця коефіцієнтів впливу динаміки ядра на узагальнені координати, Λ – кватерніон повороту БСК відносно деякого інерціального базису.

Вважається, що СКОС складається з датчиків кутової швидкості (ДКШ), газореактивних двигунів, компланарного гірокомплексу з чотирьох гіродинів (ГД) та датчиків кутів прецесії ГД, які визначають поточні значення кутів прецесії ГД, об'єднані у вектор $\bar{\beta}$. Керуванням є чотирьохмірний вектор $\dot{\bar{V}}$ швидкості прецесії ГД, пов'язаний із вектором $\dot{\bar{H}}_{СГК}$ співвідношенням $\dot{\bar{H}}_{СГК} = L(\bar{\beta}) \cdot \dot{\bar{V}}$, в якому $L(\bar{\beta}) = \frac{\partial \bar{H}_{СГК}}{\partial \bar{\beta}}$ – матриця Якобі.

Для швидкості прецесії та її похідної задані обмеження $|\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_{\max}$, $|\ddot{\beta}_i| \leq \ddot{\beta}_{\max}$, $i = \overline{1,4}$.

Основні компоненти моделюючого стенду та інформаційні зв'язки між ними представлено на рис.4, де: $\bar{\omega}, \Lambda$ – фактичні значення вектору кутової швидкості та кватерніону орієнтації КЛА, які отримано шляхом інтегрування динамічної та кінематичної моделі обертання пружного апарату; $\hat{\omega}, \hat{\Lambda}$ – однойменні оцінки, які алгоритмічно визначаються за вимірами ДКШ; $\bar{\omega}^*, \Lambda^*$ – програмні значення кутової швидкості та кватерніону, які обчислюються згідно сферичної моделі ортогонального типу для поточного режиму керування; $\bar{\beta}, \dot{\bar{\beta}}$ – фактичні значення кутів та швидкості прецесії, які реалізуються в SGK згідно моделі ГД; $\hat{\beta}$ – вектор вимірних кутів прецесії ГД, які формуються датчиками кута згідно з моделлю; $\hat{\dot{\beta}}$ – вектор потрібних швидкостей прецесії ГД, які обчислені за алгоритмами керування ГД; $\hat{\theta}$ – вектор куту позірного повороту, що формується трійкою ДКШ; $\hat{M}_{СК}, \hat{M}_{РД}$ – вектори потрібних керуючих моментів SGK та ГРД; $\bar{M}_{РД}, \bar{M}_B$ – реактивний момент, що реалізується, та момент збурення; \hat{J} – оцінка матриці моментів інерції КЛА, яка визначається за алгоритмом ідентифікації моментів інерції.

Кожен блок описується відповідним алгоритмом чи моделлю, ступенем деталізації моделі, особливостями практичної реалізації (збурення, похибки, які враховуються), інформаційними джерелами. Алгоритми, що розроблено за результатами даного дослідження, зосереджені у блоці «Алгоритми СКОС» і відповідають номерам 9–13.

Задачею моделювання є отримання оцінок ефективності роботи СКОС для пружного КЛА з урахуванням розроблених алгоритмів, спрямованих на підвищення точності керування. Обчислювання проведено для моделі польотного завдання, яке містить наступні режими, пов'язані один з одним: P1– *переорієнтація* КЛА (наведення на об'єкт спостереження). Задача розв'язується в умовах значного насичення SGK та грубого знання моментів інерції апарату; P2 – *стабілізація* програмного обертання КЛА (сеанс спостереження); P3 – *розвантаження* SGK за допомогою реактивних двигунів; P4 – *приведення* КЛА до вихідного стану; P5 – *переорієнтація* КЛА за допомогою SGK, який розвантажено, на протязі якої уточнюються моменти інерції КЛА; P6 – *стабілізація* програмного обертання; P7 – *переорієнтація* КЛА, яка здійснюється з урахуванням уточнених моментів інерції; P8 – *стабілізація* програмного обертання. У якості критеріїв ефективності прийняті наступні характеристики: K1 – точність виконання на момент часу T кінцевих умов для кутової швидкості та орієнтації відповідно $\varepsilon_{\omega T} = |\bar{\omega}(T) - \bar{\omega}_C^*(T)|$, $\varepsilon_{\Lambda T} = 2 \arcsin |vect(\tilde{\Lambda}(T) \circ \Lambda_C^*(T))|$, де $\bar{\omega}(T), \Lambda(T)$ – фактичні значення, $\bar{\omega}_C^*(T), \Lambda_C^*(T)$ – програмні (потрібні) термінальні значення; K2 – усереднені оцінки точності виконання умов стабілізованого обертання для швидкості та

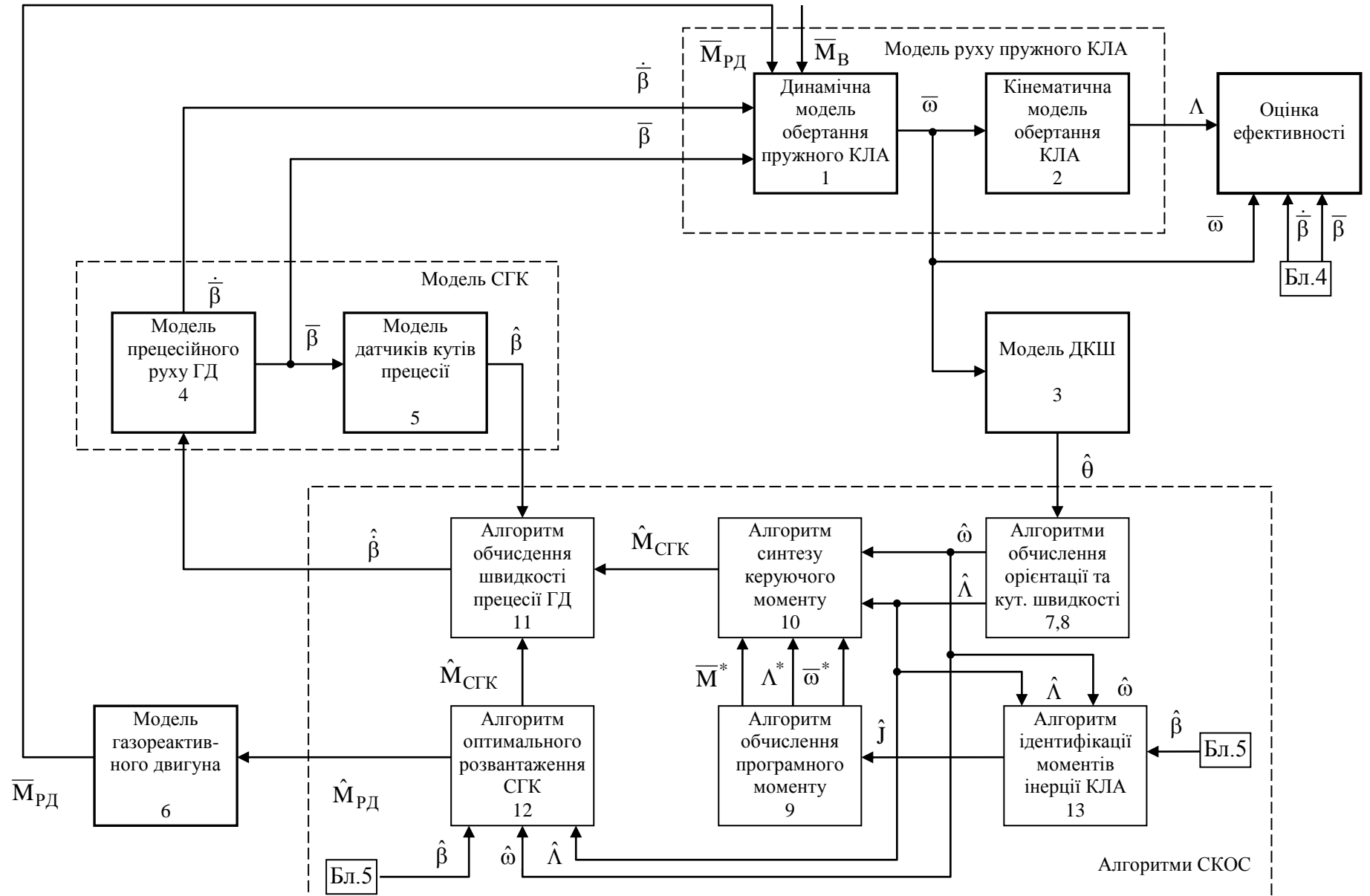


Рис.4. Схема інформаційних зв'язків між алгоритмами моделюючого стенду

$$\text{орієнтації } \varepsilon_{\omega} = \frac{\int_{t_0}^{t_f} |\bar{\omega}(t) - \bar{\omega}_C^*(t)| dt}{t_f - t_0}, \quad \varepsilon_{\Lambda} = \frac{2 \int_{t_0}^{t_f} \arcsin |\text{vect}(\tilde{\Lambda}(t) \circ \Lambda_C^*(t))| dt}{t_f - t_0}, \text{ де } t_0, t_f \text{ – початок та}$$

кінець режиму стабілізованого обертання; К3 – значення детермінанту матриці Грама $\Delta_G(T)$ наприкінці режиму, що характеризує керуючі можливості гіросистеми; К4 – значення функціоналу $I_E = \sum_{k=0}^{N-1} (\dot{\beta}_1^2(t_k) + \dot{\beta}_2^2(t_k) + \dot{\beta}_3^2(t_k) + \dot{\beta}_4^2(t_k))$, в якому $\dot{\beta}_i(t_k)$ – фактичні швидкості прецесії ГД, k – номер такту керування. Функціонал відображує енергетичні витрати на керування СГК.

Результати, отримані у ході моделювання, наведено у таблиці 1. У розділі проводиться аналіз залежності від часу усіх основних параметрів руху та системи керування, який супроводжується графічними ілюстраціями, зроблено узагальнюючі висновки.

У *додатках* наведено: відомості щодо загальних принципів гіросилового керування; елементи алгебри кватерніонів; особливі випадки конічної моделі обертання; алгоритм керування гіродинами у компланарному СГК-4 поблизу сингулярних станів; акти впровадження результатів дисертаційної роботи.

ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі дано вирішення науково-практичної проблеми підвищення точності керування рухом маневрених пружних космічних апаратів на основі вдосконалення методичного та алгоритмічного забезпечення системи керування орієнтацією і стабілізації КЛІА. З єдиних методичних позицій розглянуто й вдосконалено більшість типових режимів функціонування СКОС, завдяки чому досягнуто підвищення ефективності системи керування за показниками точності та енергозбереженню. Отримані наукові й практичні результати дозволяють сформулювати наступні висновки.

1. Проведений аналіз існуючих методів керування орієнтацією КЛІА, а також тенденцій розвитку вимог до них показав необхідність та можливість подальшого вдосконалення методичної основи алгоритмів керування, що реалізуються у СКОС. Для підвищення точності керування, а також можливості оптимізації керованого процесу, найбільш перспективним є керування, програмна складова якого максимально враховує особливості задачі, що вирішується, а складова в формі синтезу забезпечує стійку реалізацію програмної траєкторії. Виходячи із складності задачі, що вирішується, для отримання програмної складової доречно користуватись методами обернених задач динаміки та параметричної оптимізації. Для досягнення високої ефективності функціонування гіросилової СКОС слід також оптимізувати розвантаження гіросистеми і ввести у програму польоту новий режим – режим ідентифікації моментів інерції КЛІА.

Характеристика режимів керування за результатами моделювання

Позначення режиму	Найменування та призначення режиму	Тривалість, с	Значення критеріїв ефективності керування						Властивості реалізації режиму
			$\varepsilon_{\omega T}$, "/с	$\varepsilon_{\Lambda T}$, "	ε_{ω} , "/с	ε_{Λ} , "	Δ_G , б/р	I_E $\times 10^4$, $1/\text{с}^2$	
P1	Переорієнтація КЛА. Наведення осі візування на об'єкт зйомки	45	3,08	11,36	–	–	2,06	29755	СГК в насиченому за вектором кінетичного моменту стані. В алгоритмі керування використовуються збурені, тобто неточні, значення моментів інерції КЛА
P2	Стабілізація програмного обертання. Сеанс зйомки	300	–	–	0,08	4,31	2,16	395	– – " – –
P3	Розвантаження СГК. Допоміжний режим	755	–	–	–	–	2,25	–	Здійснюється в два етапи: 1) узгодження орієнтації КЛА з вектором сукупного кінетичного моменту і стабілізація; 2) власно розвантаження
P4	Приведення КЛА до вихідного стану. Допоміжний режим	100	–	–	–	–	2,11	–	Ініціалізується режим ідентифікації моментів інерції. Набір кутової швидкості, яка відповідає початковій швидкості для наступного режиму переорієнтації
P5	Переорієнтація КЛА. Наведення осі візування на об'єкт зйомки	45	3,13	11,60	–	–	2,11	55327	СГК у розвантаженому стані. Протягом режиму триває режим ідентифікації моментів інерції
P6	Стабілізація програмного обертання. Сеанс зйомки	300	–	–	0,13	4,25	2,11	7	СГК у розвантаженому стані. В алгоритмі керування використовуються збурені значення моментів інерції КЛА
P7	Переорієнтація КЛА. Наведення осі візування на об'єкт зйомки	45	1,27	7,20	–	–	2,11	55199	СГК у розвантаженому стані. В алгоритмі керування використовуються уточнені значення моментів інерції КЛА
P8	Стабілізація програмного обертання. Сеанс зйомки	300	–	–	0,12	0,06	2,11	5	СГК у розвантаженому стані. В алгоритмі керування використовуються уточнені значення моментів інерції КЛА

2. Розроблено апарат опису керованого обертання твердого тіла на основі надлишкових моделей кватерніонного типу, який дозволяє за допомогою програмної траєкторії зв'язати довільно-задані краєві умови з орієнтації, кутової швидкості, кутового прискорення. Досліджено надмірність моделей та проведено оптимізацію програмного обертання за різними критеріями. На основі моделей отримано розв'язок задач програмного керування орієнтацією КЛА, що відповідають типовим режимам роботи СКОС. Проаналізовано засоби підвищення точності керування обертанням в умовах впливу на динаміку КЛА пружних елементів конструкції. Встановлено зв'язок модельних параметрів з кінематичними параметрами орієнтації. Введено узагальнені кутові параметри, які в окремому випадку відповідають класичним – кутам Ейлера і кутам Крилова. Для них у загальному вигляді отримано основні кінематичні співвідношення – формули зв'язку з кватерніоном та кінематичні рівняння. Розроблений апарат кінематичних моделей може бути використаний при побудові високоточного керування обертанням КЛА в різних режимах польоту. Крім того, моделі можуть використовуватись в якості еталонних моделей обертання, які необхідні для випробування алгоритмів орієнтації.

3. Розроблено алгоритм керування, який містить програмну складову і уявляє собою двоконтурну схему із зворотним зв'язком за вектором стану – орієнтацією та кутовою швидкістю КЛА. Такий алгоритм забезпечує високу точність реалізації термінальних умов обертання при наявності збурень, а також при можливому сході з програмної траєкторії. З позицій такого керування розв'язано типові задачі: одновісної та трьохвісної переорієнтації КЛА, переорієнтації з урахуванням геометричних обмежень на траєкторію маневру, високоточний розворот КЛА з пружними елементами.

4. Розв'язано ряд задач, пов'язаних з проектуванням та використанням гіросилових систем керування у складі СКОС КЛА. Розроблено методику оптимізації структури надлишкового СГК на основі нового критерію, який враховує інерційні характеристики апарату. Запропоновано стратегію керування СГК за вектором потрібного кінетичного моменту і продемонстровано більш високу точність такого керування у порівнянні з традиційним методом. Розроблено універсальний алгоритм керування СГК довільно заданої структури, який підвищує ефективність використання ресурсів гіросилової СКОС. Запропоновано алгоритм визначення «нульового руху» гіродинаміків, який забезпечує реалізацію заданого стану гіросистеми наприкінці маневру переорієнтації. Отримано та досліджено квадратичну модель керування СГК, яка забезпечує працездатність алгоритмів керування гіродинаміками у сингулярних станах гіросистеми. Для компланарної схеми СГК, яка містить чотири гіродіни, розроблено алгоритм керування у таких станах; запропоновано та проаналізовано різні засоби приведення вектору керування СГК в допустиму область, якщо це є потрібним. Перелічені задачі обіймають практично усі принципіві питання проектування та використання СГК у складі СКОС сучасних і перспективних космічних апаратів. Запропоновані рішення забезпечують підвищення ефективності використання таких СКОС и, як наслідок, дозволяють інтенсифікувати програму польоту.

5. Розроблено та обґрунтовано методику ідентифікації моментів інерції КЛА в польоті в умовах гіросилового керування за інформацією про кутову швидкість обертання. Показано, що методика може використовуватись як у межах спеціального режиму керованого обертання, так і на фоні вирішення основної функціональної задачі КЛА, якщо остання пов'язана із обертанням загального вигляду. Реалізація алгоритмів ідентифікації у складі математичного забезпечення СКОС підвищує точність керування переорієнтацією КЛА за рахунок використання у законах керування інерційних характеристик об'єкту.

6. Сформульовано і розв'язано задачу оптимального за витратами робочого тіла розвантаження гіросистеми за допомогою газореактивних двигунів СКОС. Показано, що мінімізація введеного критерію можлива завдяки обертанню КЛА, яке забезпечується гіросистемою. Узагальнення задачі розвантаження дозволило отримати глобально оптимальний розв'язок, для практичної реалізації якого розроблено методику оптимального розвантаження. Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що розвантаження здійснюється з мінімальними витратами робочого тіла. Крім того, завдяки методиці встановлено можливість проведення повноцінного розвантаження у випадку відмов деяких газореактивних двигунів, що сприяє підвищенню відмовостійкості СКОС та збільшенню терміну функціонування КЛА.

7. Розроблено моделюючий комп'ютерний стенд, який містить повну динамічну модель КЛА з пружними елементами, модель датчиків інформації, модель виконавчих пристроїв СКОС, блок алгоритмів обробки інформації в СКОС. На результатах комплексного моделювання виявлено, що:

- розроблений алгоритм керування забезпечує точність реалізації кінцевих умов після переорієнтації пружного КЛА у нестационарний стан на рівні $10''$ за положенням та $5''/с$ за кутовою швидкістю, а точність стабілізованого обертання на рівні одиниць кутових секунд за орієнтацією та десятих частин кутових секунд у секунду за кутовою швидкістю;

- розроблений алгоритм керування гіродинами забезпечує ефективне використання СГК у високодинамічних режимах, здійснює стабілізоване обертання КЛА з мінімальними енерговитратами, забезпечує наприкінці кожного режиму керування найкращу конфігурацію гіросистеми, що повторюється;

- використання результатів ідентифікації моментів інерції у наступних режимах суттєво підвищує точність керування;

- розроблена методика оптимального розвантаження СГК приводить до підвищення ефективності функціонування СКОС;

- реалізоване алгоритмічне забезпечення функціонально повне, тобто забезпечує функціонування гіросилової СКОС в усіх типових режимах керування.

8. Результати роботи впроваджено у КБ «Хартрон-Енкос» (м.Харків), у Житомирському військовому інституті радіоелектроніки ім. С.П.Корольова, в ЗАТ «Лазекс» (м.Долгопрудний Московської обл., Росія), на НВП Хартрон-Аркос (м.Харків) та у навчальному процесі кафедри систем і процесів управління НТУ «ХПІ».

ОСНОВНІ ПРАЦІ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Успенский В.Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата / В.Б. Успенский. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2006. – 328 с.
2. Успенский В.Б. Стабилизация программного вращения твердого тела / Ю.А. Фролов, В.Б. Успенский // Вестник ХПИ. – Харьков: ХПИ. – 1992. – №2, вып. 11. – С. 61–65. *Здобувачем запропоновано закон синтезу керування та доведено стійкість програмного обертання.*
3. Успенский В.Б. Построение траектории разворота твердого тела / Ю.А. Фролов, В.Б. Успенский // Вестник ХПИ. – Харьков: ХПИ. – 1993. – №17, вып. 12. – С. 11– 13. *Здобувачем розроблено алгоритм визначення параметрів кінематичної моделі згідно з крайовими умовами розвороту.*
4. Успенский В.Б. Выбор оптимальной конфигурации SGK для управления ориентацией космического аппарата / В.Б. Успенский // Вестник ХГПУ. – Харьков: ХГПУ. – 1999. – Вип.51. — С. 73– 75.
5. Успенский В.Б. Определение моментов инерции ИСЗ в условиях гиросилового управления вращением / В.Б. Успенский // Вестник ХГПУ. – Харьков: ХГПУ. – 1999. – Вип.57 – С. 82– 86.
6. Успенский В.Б. Управление избыточными системами гиродинамов в задачах разворота космического аппарата / В.Б. Успенский, Лю Хуэй // Вісник ХДПУ. – Харків: ХДПУ. – 2000. – Вып. 121. – С. 17– 22. *Здобувачем запропоновано метод розв'язання задачі керування надлишковою системою гіродинамів за новим критерієм.*
7. Успенский В.Б. Построение солнечной ориентации космического аппарата при неполном векторе измерений / В.Б.Успенский, К.М.Малышев, Ю.А. Кузнецов // Механіка та машинобудування. – Харків: ХДПУ. – 2000. – №1. – С. 177– 183. *Здобувачем запропоновано алгоритм синтезу одновісної переорієнтації при неповному векторі вимірювань.*
8. Usbinski V.B. Approach of Orientation of SpaceCraft on the Basis of Quaternary Models of Rotation of Rigid Body / Liu Hui, V.B. Usbinski // Aerospace Control. – Beijing Aerospace Automatic Control Institute, China, 2000. – Vol.18, No.2 (Tot.70). – Pp.22– 27. *Здобувачем запропоновано нову кватерніонну модель керованого обертання КА з урахуванням довільно заданих крайових умов для кутової швидкості.*
9. Успенский В.Б. Оптимальная разгрузка гиросилового системы космического аппарата / В.Б. Успенский, Лю Хуэй // Вісник НТУ «ХПИ». – Харків: НТУ «ХПИ». – 2001. – №6. – С. 264– 268. *Здобувачем розроблено та обґрунтовано метод оптимального розвантаження гірокомплексу за критерієм мінімуму витрат робочого тіла.*
10. Успенский В.Б. Имитационная модель движения летательного аппарата / В.Б. Успенский // Вісник інженерної академії України. – Київ, 2001. – №3 (Частина 2), КВ№2635. – С.59– 62.

11. Успенский В.Б. Алгоритм комплексирования информации в интегрированной навигационной системе на основе обобщенного фильтра Калмана / В.Б. Успенский, К.Ю. Счастливец // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2003. – №8, т.3. – С.105–110. *Здобувачем розроблено алгоритми сумісного використання інерціальної та супутникової навігаційної інформації та отримано оцінки ефективності.*
12. Успенский В.Б. Оценка параметров углов неортогональностей с помощью прямой методики и по результатам решения навигационной задачи / М.С. Блинов, Т.Н. Вахитов, А.Б. Колчев, В.Б. Успенский // Гироскопия и навигация. – СПб: ЦНИИ «Электроприбор». – 2004. – №4 (47). – С. 77– 80. *Здобувачем розроблено метод уточнення інструментальних похибок інерціальних модулів за результатами розв'язання навігаційної задачі.*
13. Uspensky V.B. Minimize Propellant Consumption During Gyro System Unloading Process of Spacecraft / Liu Hui, V.B. Uspensky // Aerospace Control. – Beijing Aerospace Automatic Control Institute, China, 2004. – Vol.22, No5. – Pp.32–35. *Здобувачем отримано розв'язок задачі оптимального розвантаження гірокомплексу для апарату, що обертається.*
14. Успенский В.Б. Согласование независимых оценок курса, полученных в режиме гироскопирования / С.Е. Гардер, Ю.И. Зайцев, В.Б. Успенский // Вестник науки и техники. – Харьков: ООО «ХДНТ». – 2005. – №2– 3 (21– 22). – С.67– 76. *Здобувачем запропоновано алгоритм підвищення точності визначення орієнтації об'єкту за інформацією від двох незалежних джерел.*
15. Успенский В.Б. Комплексирование информации в интегрированной навигационной системе при неполном созвездии навигационных спутников / А.А. Фомичев, В.Б. Успенский, К.Ю. Счастливец, Р.В. Пугачев // Системи обробки інформації. – Харків: ХУПС. – 2005. – Вип. 8(48). – С. 151– 157. *Здобувачем розроблено метод використання супутникової навігаційної інформації в інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних системах в умовах неповного вектору вимірів.*
16. Успенский В.Б. Упрощение модели ошибок инерциальной навигации при различных видах движения летательного аппарата / В.Б. Успенский, И.А. Багмут // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2006. – №21. – С. 187–189. *Здобувачем розроблено математичні моделі похибок навігаційної системи у залежності від типів маневрів, які здійснює носій.*
17. Успенский В.Б. Комплексирование информации в интегрированной навигационной системе при неполном рабочем созвездии спутников / А.А.Фомичев, А.Б.Колчев, П.В.Ларионов, Р.В.Пугачев, В.Б.Успенский // Гироскопия и навигация. – СПб: ЦНИИ «Электроприбор». – 2007. – №1 (56). – С. 3–15. *Здобувачем проведено моделювання алгоритмів та проаналізовано результати експериментальних випробувань.*
18. Успенский В.Б. Разработка вычислительной модели вращения упругого КЛА, управляемого с помощью системы гиродинамов / В.Б. Успенский, А.Д. Асютин // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2007. – №18. – С. 105–110. *Здобувачем розроблено стратегію обчислювального експерименту, критерії ефективності, зроблено аналіз результатів.*

19. Успенский В.Б. Анализ наблюдаемости в задаче управления ориентацией космического летательного аппарата с присоединенными упругими элементами / В.Б. Успенский, А.В. Гудзенко // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ „ХПІ”. – 2009. – №10. – С. 182– 187. *Здобувачем запропоновано аналітико-числовий метод дослідження спостережності в задачі керування пружним КЛА в умовах високої розмірності вектору стану.*
20. Успенский В.Б. Решение задачи инерциальной навигации в БИНС / В.Б.Успенский, И.А.Багмут // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Харків: НАУ «ХАІ». – 2009. – №3 (60). – С.39–44. *Здобувачем запропоновано алгоритм розв’язання задачі інерціальної навігації на основі кватерніонних моделей руху.*
21. Успенский В.Б. Разработка программного комплекса NaviCad для проектирования и верификации математического обеспечения навигационных систем / А.Д.Асютин, Д.В.Бреславский, С.А.Резник, В.Н.Телеусов, В.Б.Успенский, И.В.Фролов // Механіка та машинобудування. – 2009. – №2. – С.117– 123. *Здобувачем розроблено структуру програмного комплексу та алгоритми функціонування його компонентів.*
22. Успенский В.Б. Оптимизация структуры избыточной системы неравноточных датчиков / В.Б.Успенский, О.К.Звягинцев // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2009. – №10. – С. 105– 110. *Здобувачем запропоновано новий критерій оптимізації надлишкової системи датчиків із суттєво різними точносними характеристиками.*
23. Успенский В.Б. Оценка точности определения углов ориентации ВЛА на выставке / В.Б.Успенский, И.А.Багмут // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2009.– №30. – С.177– 182. *Здобувачем розроблено алгоритм визначення орієнтації нерухомого об’єкту за вимірами інерціальних датчиків.*
24. Успенский В.Б. Разработка имитационной модели движения инерциального блока на двухосном поворотном столе // В.Б.Успенский, А.Д.Асютин // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2010. – №9. – С. 107– 112. *Здобувачем розроблено імітаційну модель руху інерціального блоку на підставі розв’язання обернених задач динаміки.*
25. Успенский В.Б. Интегрированные с СНС ГЛОНАСС оптоэлектронные датчики ориентации и навигации / А.А.Казаков, П.В.Ларионов, В.Б.Успенский, А.А.Фомичев // Успехи современной радиоэлектроники. – М.: Радиотехника. – 2010. – №5. – С.13– 22. *Здобувачем розроблено алгоритмічні рішення, що забезпечують функціонування датчиків орієнтації та навігації сумісно із супутниковими системами.*
26. Успенский В.Б. Настройка фильтра Калмана в задаче комплексирования информации в интегрированной навигационной системе / В.Б.Успенский, А.Д.Асютин // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2010. – №67. – С. 51–57. *Здобувачем сформульовано задачу та запропоновано критерії ефективності її розв’язання.*
27. Успенский В.Б. Результаты исследования влияния магнитного поля Земли на погрешность измерений волоконно-оптического гироскопа / Ю. М. Златкин, С. В. Олейник, Ю. А. Кузнецов, В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Космическая техника. Ракетное

вооружение. – Днепропетровск: ГКБ "Южное", 2011. – С. 122–132. *Здобувачем розроблено методику визначення впливу зовнішнього магнітного поля на похибки вимірів волоконно-оптичних гіроскопів.*

28. Пат. 62147 Україна, МПК⁷ B64G1/24. Спосіб розвантаження силових гіроскопів космічного апарата / Успенський В.Б., Голоскоков Є.Г., Кузнецов Ю.О., Бандура І.М.; заявник та власник Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут». – №20021210698; заявл. 27.12.2002; опубл. 2003, Бюл.№12. *Здобувачем запропоновано метод розвантаження силових гіроскопів.*

29. Пат. 64339 Україна, МПК⁷ B64G1/24. Система розвантаження силового гіроскопічного комплексу космічного апарата / Успенський В.Б., Голоскоков Є.Г., Кузнецов Ю.О., Бандура І.М.; заявник та власник Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут». – №2003054391; заявл. 15.05.2003; опубл. 2004, Бюл. №2. *Здобувачем запропоновано схему системи розвантаження гірокомплексу.*

30. Пат. Ru 2277696 C2, МПК G01C 23/00, G01S 5/14. Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система / Фомичев А.А., Колчев А.Б., Успенский В.Б., Брославец Ю.Ю., Чистяков Г.А., Счастливец К.Ю., Китаев С.М.; заявитель и собственник Закрытое акционерное общество «Лазекс». – №2004111865/28; заявл. 21.04.2004; опубл. 10.06.2006, Бюл.№16. *Здобувачем розроблено основні алгоритми функціонування системи.*

31. Пат. Ru 2334199 C1, МПК G01C 23/00. Инерциально-спутниковая навигационная система с комбинированным использованием спутниковых данных / Фомичев А.А., Колчев А.Б., Успенский В.Б., Брославец Ю.Ю., Счастливец К.Ю., Ларионов П.В., Пугачев Р.В., Вахитов Т.Н., Китаев С.М.; заявитель и собственник Закрытое акционерное общество «Лазекс». – №2007110428/28; заявл. 19.03.2007; опубл. 20.09.2008, Бюл.№26. *Здобувачем розроблено алгоритми використання супутникових даних різного складу*

32. Успенский В.Б. Переориентация космического аппарата с учетом геометрических ограничений на траекторию маневра / В.Б. Успенский. – Харьков, 1995. – 17 с. – Деп. в ДНТБ України, №1055-Ук95.

33. Успенский В.Б. Рациональный выбор кинематической модели для решения задач управления ориентацией космических аппаратов / В.Б. Успенский // Информ. технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я. – Харків: ХДПУ. – 1999. – Вип.7, ч.1. – С. 211–215.

34. Успенский В.Б. Кинематические модели вращения твердого тела и их использование в задачах навигации и управления ориентацией / В.Б. Успенский // Гироскопия и навигация. – СПб: ЦНИИ «Электроприбор». – 2006. – №4 (55). – С. 107–108.

35. Успенский В.Б. Гиросиловое управление вращением космического летательного аппарата / В.Б. Успенский // VI Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки»: збірка доповідей. – К.: НТТУ «КПІ», 2007. – Частина II. – С. 76-83.

АНОТАЦІЇ**Успенський В.Б. Високоточна система орієнтації і стабілізації маневреного космічного апарату. – На правах рукопису.**

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.13.03 – системи та процеси керування. – Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харків, 2012.

Дисертація присвячена проблемі створення високоточних систем керування орієнтацією маневрених космічних літальних апаратів (КЛА). Розв'язання даної проблеми реалізується шляхом вдосконалення методичного та алгоритмічного забезпечення гіросилових систем керування орієнтацією і стабілізації КЛА. На основі узагальнених кінематичних моделей обертання для пружного КЛА побудовано двоконтурну схему керування, яка забезпечує сталий рух уздовж програмної траєкторії. Реалізація такого керування покладається на надлишкову систему гіродинів, для якої розроблено та досліджено методику проектування оптимальної конфігурації, метод керування за вектором потрібного кінетичного моменту, алгоритм оптимального керування окремими гіродинами, алгоритм проходження сингулярних станів на підставі нових квадратичних моделей керування, методику оптимального розвантаження гіросистеми за допомогою реактивних двигунів. Для підвищення ефективності керування розроблено та застосовано методику визначення моментів інерції КЛА в польоті.

Результати чисельного моделювання підтверджують, що розроблені методи, алгоритми та методики забезпечують виконання перспективних вимог, що висуваються перед прецизійними системам керування орієнтацією КЛА.

Ключові слова: синтез системи керування, оптимізація керування рухом, алгоритмічне забезпечення системи керування, орієнтація, кінематичні моделі обертання, гіродин, космічний апарат.

Успенский В.Б. Высокоточная система ориентации и стабилизации маневренного космического аппарата. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.13.03 – системы и процессы управления. – Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, 2012.

Диссертация посвящена проблеме создания высокоточных систем управления ориентацией упругих космических летательных аппаратов (КЛА), осуществляющих в процессе функционирования интенсивные угловые маневры. Решение данной проблемы реализуется путем совершенствования методического и алгоритмического обеспечения гиросиловых систем управления ориентацией и стабилизации (СУОС) КЛА.

Разработано и исследовано семейство кватернионных кинематических моделей вращения твердого тела, различающихся структурой и составом параметров. На их основе сформирован программный закон управления вращением КЛА, обеспечивающий решение различных задач ориентации: одноосной и трехосной переориентации в стационарное и нестационарное

положение; переориентации за заданное и не заданное время с последующим удержанием объекта в требуемом состоянии; квазиоптимальной по быстродействию переориентации вдоль программной траектории; переориентации с учетом геометрических ограничений на траекторию маневра. Получена модификация закона управления, повышающая терминальную точность управления для КЛА с присоединенными упругими элементами. Для обеспечения высокой точности управления в условиях внутренних и внешних возмущений разработана двухконтурная схема управления, в котором программная компонента дополняется поправкой, синтезируемой с учетом фактического вектора состояния и обеспечивающей устойчивое движение КЛА вдоль программной траектории. Сформированный таким образом управляющий момент реализуется с помощью избыточной системы гиродинов.

В области проектирования и использования избыточных систем гиродинов получены следующие результаты: предложена методика определения наилучшей конфигурации избыточного силового гироскопического комплекса (СГК) с учетом инерционных характеристик КЛА и специфики решаемых задач; предложен и обоснован метод управления СГК по вектору потребного кинетического момента; разработан универсальный алгоритм управления отдельными гиродинами для СГК произвольно заданной структуры на основе минимизации критерия равномерной нормы, обеспечивающей рациональное использование возможностей гиросистемы; получена квадратичная модель управления гиродинами, как альтернатива линейной модели, и определена область ее применимости; на основе квадратичной модели для компланарной системы четырех гиродинов с попарно-коллинеарными осями прецессии разработан алгоритм прохождения сингулярных состояний гиросистемы; предложен алгоритм организации «нуль движения» гиродинов из условия воспроизводимости состояния СГК в конце маневров переориентации.

Для повышения эффективности программной компоненты управления разработана методика определения главных и центробежных моментов инерции КЛА в полёте. В ее основе лежит вращение КЛА с переменным вектором угловой скорости, обеспечиваемое гиросиловой СУОС, в результате которого по измерениям угловой скорости определяются указанные характеристики аппарата. Доказана возможность осуществления такого управляемого вращения и сходимость алгоритма.

Для поддержания долговременной эффективности СГК решена задача разгрузки гиросистемы с помощью реактивных двигателей, оптимальной по расходу рабочего тела. Показано, что для вращающегося КЛА такая задача не вырожденная. В условиях плоского вращения КЛА с использованием принципа максимума проведен анализ задачи и разработана методика ее решения. Рассмотрено обобщение задачи оптимальной разгрузки, которое состоит в ослаблении условий ее проведения по планируемой продолжительности, а также начальной ориентации КЛА в пространстве. Анализ такой задачи позволил разработать и обосновать методику глобально оптимальной разгрузки, обеспечивающую существенную экономию

затрачиваемого на нее рабочего тела, а также открывающую возможность проведения полной разгрузки СГК в условиях частичного отказа системы реактивных двигателей.

Для получения оценок эффективности методов и алгоритмов разработан вычислительный комплекс, включающий в себя динамическую модель КЛА с упругими элементами, модель среды, модели датчиков информации и исполнительных органов системы управления с установленными погрешностями и характеристиками, модель программно-математического обеспечения СУОС, в которую включены исследуемые алгоритмы. Моделирование проводилось по программе полета, характерной для спутника дистанционного зондирования Земли. Программа состоит из чередующихся режимов переориентации и стабилизированного вращения, соответствующего сеансам наблюдения. По результатам моделирования установлено, что с учетом реализованной схемы управления, уточненных значений моментов инерции, алгоритма управления и разгрузки СГК точность переориентации КЛА в нестационарное состояние во всех случаях не хуже $10''$ по положению и $5''/с$ по угловой скорости, а точность стабилизированного вращения на уровне единиц угловой секунды по ориентации и десятых долей угловой секунды в секунду по скорости, что соответствует перспективным требованиям к прецизионным системам управления ориентацией КЛА подобного типа.

Ключевые слова: синтез системы управления, оптимизация управления движением, алгоритмическое обеспечение системы управления, ориентация, кинематические модели вращения, гироскоп, космический аппарат.

V.B.Uspensky. Precision orientation and stabilization system of a maneuver spacecraft. – Manuscript.

A dissertation to a scientific degree of a technical sciences doctor by specialty 05.13.03 – control systems and processes. – National technical university “Kharkiv Polytechnic Institute”, Kharkov, 2012.

The dissertation is dedicated to a problem of development of precision orientation control systems for elastic spacecraft. The problem is solved by enhancing methodological and algorithmic support for gyro-power orientation and stabilization control systems of a spacecraft. A double-loop control scheme is built basing at suggested kinematical spinning models. Such a scheme provides stable motion along the programmed trajectory. Implementation of such a control method lies at excessive gyrodynamic system. For such a system an optimal configuration planning method, a control technique that provides required angular momentum, optimal control algorithm for separate gyrodynamic, new quadratic control models based singular states passing algorithm, optimal discharging by reactive engines method are developed. A method for computation of inertia moments of a spacecraft during its flight is developed and used for increasing control efficiency.

Results of numerical computation confirm that developed techniques, algorithms and methods ensure compliance with perspective requirements to precision orientation control systems for spacecraft.

Keywords: control system synthesis, control motion optimization, control system algorithm support, orientation, kinematical spinning models, gyrodynamic, spacecraft.



Відповідальний за випуск
к.т.н., доцент кафедри систем і процесів управління НТУ «ХПІ»
Плаксій Ю.А.

Підписано до друку 08.05.2012 р. Формат 60x90 1/16.
Папір офсетн. Друк – різнографія. Ум. друк. арк. 0,9
Гарнітура Times New Roman. Наклад 100 прим. Зам. №451343

«ФОП Шевченко»
Свідоцтво про державну реєстрацію №04058870Ф0070809
м. Харків, вул. Петровського, 34
т.: 700-42-81