

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

ТИМОШЕНКО НАТАЛІЯ АНАТОЛІЇВНА



УДК 004.4'24:001.8:656.7.052:629.735.45(043.3)

**АВТОМАТИЗАЦІЯ КЕРУВАННЯ ПРОЦЕСОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ
ВЕРТОЛЬОТА НА РЕЖИМІ ВИСІННЯ НАД ТОЧКОВИМ ОБ'ЄКТОМ
У СКЛАДНИХ ПОГОДНИХ УМОВАХ**

05.13.07 – автоматизація процесів керування

АВТОРЕФЕРАТ
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2015

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі автоматизації та енергоменеджменту Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник доктор технічних наук, професор
Казак Василь Миколайович
Національний авіаційний університет,
професор кафедри автоматизації та
енергоменеджменту

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Осадчий Сергій Іванович
Кіровоградський національний
технічний університет,
професор кафедри автоматизації
виробничих процесів

кандидат технічних наук, доцент
Власенко Лідія Олександрівна
Національний університет харчових
технологій, доцент кафедри
автоматизації процесів управління

Захист відбудеться «__» _____ 2015 р. о ____ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.002.04 в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут» за адресою: 03056, м. Київ, просп. Перемоги, 37, корпус 18, ауд. 438.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» за адресою: 03056, м. Київ, просп. Перемоги, 37.

Автореферат розісланий «__» _____ 2015 р.

Учений секретар
спеціалізованої вченої ради
к.т.н., професор



Л. С. Ямпольський

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. У світі спостерігається зростання інтенсивності використання вертольотів для виконання робіт на точкових об'єктах: скидання вантажів у отвори труб (наприклад, атомні електростанції), встановлення секцій телевізійних та радіовишок, а також їх антен, рятувальні роботи з обмежених площин, десантування на точкові об'єкти тощо. Такі роботи вимагають виконання високоточної стабілізації вертольота відносно точкового об'єкта. Існуючі системи автоматизованого керування неспроможні забезпечити необхідну точність наведених вимог. Отже, виникає потреба у створенні методології, методів та методики автоматизації процесу стабілізації вертольота на режимі висіння з прецизійною точністю в умовах негативного впливу факторів зовнішнього середовища. Упоратися екіпажу з таким завданням украй важко і стомлено. Перш за все через швидкоплинність процесу зміни стану системи «вертоліт–точковий об'єкт–погодні умови». По-друге, реакція системи «вертоліт–точковий об'єкт–погодні умови» є досить повільною щодо швидкості зміни збурень. Тому виникає необхідність у створенні стабілізатора як складової системи автоматичного керування (САК), який мав би високу швидкість реакції та прецизійну точність стабілізації. Застосування класичних методів керування повітряними кораблями для цього завдання не задовольняє вимоги щодо точності та швидкодії, а також потребує наявності додаткових інформаційних датчиків.

Значні здобутки досягнуті вітчизняними та зарубіжними вченими в галузі автоматизації керування рухомими об'єктами різного призначення. Фундаментальні наукові результати висвітлено в роботах академіка НАН України Кунцевича В. М., Гостева В. І., Казака В. М., Збруцького О. В., Туніка А. А., Ларіна В. Б., Куліка А. С., Ткаченка О. М., Лозинського А. О., Філаретова В. Ф. (Росія), Toda M. (Японія), Hover F. S., Linklater A. (США) та інших.

Проте теоретичні дослідження в галузі стабілізації вертольотів на режимі висіння, що призначені для виконання робіт на точкових об'єктах, на сьогодні виконані не повною мірою, тому дисертаційна робота, яка присвячена автоматизації керування процесом стабілізації вертольота на режимі висіння над заданим точковим об'єктом у складних погодних умовах, є актуальною.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана у межах Державної цивільної програми авіаційної безпеки цивільної авіації України, а також у рамках досліджень, які покладені на Національний авіаційний університет, активну участь у яких брала дисертант, а саме:

- НДР №501-ДБ08 «Теорія, методи та методики діагностики аеродинамічного стану зовнішніх обводів літального апарата у польоті»;
- НДР №722-ДБ11 «Методи збереження керованості та стійкості літака в умовах раптового виникнення аварійної ситуації у польоті».

Мета і завдання дослідження. Метою дослідження є підвищення ефективності стабілізації вертольота на режимі висіння над заданим точковим

об'єктом у складних погодних умовах шляхом побудови високоточної системи стабілізації.

Досягнення мети забезпечується шляхом розв'язання таких завдань:

- дослідити статичні та динамічні властивості вертольота як об'єкта керування, провести порівняльний аналіз існуючих рішень щодо стабілізації вертольотів на режимі висіння в умовах дестабілізуючої дії зовнішнього середовища;

- розробити на основі системного підходу математичну модель системи «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об'єкт–погодні умови»;

- розробити методологію, метод та модель стабілізації висіння вертольота над заданим точковим об'єктом в умовах дестабілізуючої дії зовнішнього середовища;

- виконати параметричний та структурний синтез системи автоматичної стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об'єкта;

- розробити програмно-технічний комплекс реалізації процесу стабілізації вертольота на режимі висіння;

- розробити структурно-функціональну схему системи автоматичної стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об'єкта.

Об'єкт дослідження – процес автоматизованої стабілізації вертольота на режимі висіння при виконанні робіт по точкових об'єктах у складних погодних умовах.

Предмет дослідження – методи, методики та алгоритми синтезу, оптимізації і моделювання системи автоматизованої стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом обмеженої площини в складних погодних умовах.

Методи дослідження. Методологічною основою роботи є динаміка керованого польоту літальних апаратів, а методами дослідження є:

- методи класичної та сучасної теорії керування для розробки концептуальних положень побудови високоточної системи автоматичної стабілізації з використанням принципів лінійно-квадратичної гаусівської теорії (LQG) та теорії Калмана (ЕКФ);

- методи обчислення статичних характеристик: метод, розроблений Б. Еткіним, П. К. Хьюзом та С. Жу для визначення співвідношення між виходами лінеаризованої багатомірної системи з визначеною кількістю випадкових вхідних впливів;

- методи формалізації: для розробки математичної моделі процесу стабілізації на основі LQG-теорії оптимального керування та методи оцінювання з використанням ЕКФ;

- методи лінійного програмування: для параметричного та структурного синтезу з використанням модифікованого симплексного методу;

- методи та алгоритми параметричного і структурного синтезу для визначення законів стабілізації та побудови структурних систем стабілізації, що їх реалізують;

– методи створення програмно-технічного комплексу для реалізації машинного експерименту та визначення можливості реалізації розробленого методу прецизійної стабілізації.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в такому:

– вперше обґрунтовано системне поняття – «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об’єкт–погодні умови» як складова великої агрегованої системи, що дало можливість провести сепарацію системи й на цій основі побудувати математичні моделі її складових, а потім скласти з них модель замкненої системи;

– вперше розроблено концептуальні положення, метод та методика підвищення ефективності роботи САК, що базується на застосуванні LQG-теорії керування з додаванням розширеного фільтра Калмана, що дало змогу підвищити робастність системи та розділити її на дві підсистеми: LQE та LQR, це у свою чергу, дає можливість розділити у часі задачі гасіння коротко- та довгоперіодичних коливань вертольота відносно центра точкового об’єкта і за рахунок цього підвищити швидкість реакції і стійкість системи;

– вперше розроблено модель інформаційного забезпечення САК без збільшення кількості і типів використовуваних штатних вимірювачів та датчиків на основі аналізу лінійно-квадратичної гаусівської теорії оптимального керування. Доведено, що для реалізації LQG-теорії керування достатньо використовувати вимірювачі складових векторів швидкості та прискорень;

– удосконалено метод та модель вимірів параметрів стабілізації вертольота на режимі висіння з використанням розширеного фільтра Калмана для оцінювання векторів стану та невимірюваних збурень. Використання інформації штатних вимірювачів швидкості вертольота, що побудовані на різних фізичних принципах роботи (доплерівський вимірювач швидкості та кутового зносу (ДВШЗ), супутникова навігаційна система (СНС), інерціальна навігаційна система (ІНС)) та датчиків лінійних прискорень, дає змогу послабити вимоги до системи стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об’єктом у складних умовах, а також забезпечити нечутливість до дії зовнішніх завад та похибок вимірювання;

– обґрунтовано та розроблено нові дуальні матричні диференційні рівняння Рикатті за результатами розв’язання яких визначено коефіцієнти законів стабілізації вертольота над центром точкового об’єкта.

Практичне значення одержаних результатів полягає у тому, що на базі запропонованого методу синтезу системи стабілізації вертольота на режимі висіння в умовах дестабілізуючих дій на нього зовнішніх факторів та внутрішніх процесів обґрунтовано та розроблено нові математичні моделі системи «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об’єкт–погодні умови», виконано структурний та параметричний синтез, що дало можливість визначити поканално двоконтурну структуру та параметри синтезованої системи. Підвищено ефективність за рахунок точності стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об’єктом у складних погодних умовах, яка

забезпечується побудованою на основі LQG-теорії оптимального керування та розширеного фільтра Калмана високоточної системи стабілізації. Запропоновано використовувати штатні бортові датчики ІНС лінійних прискорень та вимірювачів швидкості як інформаційну систему САК, що дасть змогу не збільшуючи вартість, масу та габарити отримати більш точну інформацію для реалізації прецизійної стабілізації. Розроблений програмно-технічний комплекс реалізації процесу стабілізації вертольота на режимі висіння над заданим точковим об'єктом, що дало можливість виконати напівнатурний експеримент та оцінити отримані результати у порівнянні з результатами льотних випробувань, отриманих в ЦАГІ. Отримані результати можуть використовувати у науково-дослідних закладах та конструкторських бюро вертольотобудування, а також в навчальному процесі при підготовці фахівців відповідного напрямку. Частина теоретичних результатів та практичних рекомендацій дисертаційних досліджень впроваджено в ДП «ДержККБ «Луч» та навчальному процесі АКІ НАУ, що підтверджується відповідними актами.

Особистий внесок здобувача. Отримані результати та положення, наведені у дисертаційній роботі, є власним здобутком автора. У працях, виконаних у співавторстві здобувачеві належать: в роботі [1] виконано синтез системи керування з оптимальним спостерігачем (фільтром Калмана), виконано моделювання отриманих результатів у середовищі SIMULINK; [2] – виконано синтез оптимальної системи стабілізації вертольота частотним методом та досліджено реакцію системи стабілізації на детерміновані впливи; [3] – досліджено залежність кутових відхилень вертольота в режимі висіння та оптимального коефіцієнта підсилення регулятора від експлуатаційних умов; [4] – розроблено принцип вимірювання лінійних розмірів ушкоджень елементів ЛА; [5] – розроблено, на основі LQG-теорії оптимального керування та розширеного фільтра Калмана модель автоматизації процесу стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об'єкта, що вирішує завдання одночасного підвищення швидкодії та збереження стійкості системи автоматичного керування; [6] – розраховано оптимальну структуру регулятора, що забезпечує стійкість замкненої системи та дано оцінку ефективності оптимальної системи кутової стабілізації важкого вертольота Мі-8 на режимі висіння; [7] – за допомогою методу узагальнених логарифмічних характеристик отримано аналітичні моделі спектральних та взаємно спектральних щільностей тривимірної просторової качки корабля; [8, 9, 10] – у результаті обчислень на ПЕОМ (у середовищі MATLAB) отримана оптимально передавальна функція регулятора в каналі стабілізації тангажу та проведено дослідження синтезованої системи на робастність; [11, 12] – доопрацьований алгоритм визначення оптимальної структури регулятора для багатовимірного нестійкого динамічного об'єкта. Розроблено пакет програм, отримано матриці передаточних функцій оптимальної структури регулятора, виконані дослідження реакції системи на детерміновані

впливи; [13] – проведено аналіз існуючих методів оцінювання змін параметрів висіння вертольота над заданою точкою та обрано метод оцінювання з використанням теорії LQG та розширеного фільтра Калмана.

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційної роботи доповідались та обговорювались на Міжнародній науково-технічній конференції «Інтелектуальні системи прийняття рішень та прикладні аспекти інформаційних технологій» ISDMIT'2006, ISDMIT'2007, ISDMIT'2011, ISDMIT'2012 (м. Євпаторія, 2006, 2007, 2011, 2012)), VI Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки» (м. Київ, КПІ, 2007), VIII Міжнародній науково-технічній конференції «Авіа-2007» (НАУ, Київ, 2007 р.), VI Міжнародній науково-практичній конференції «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті» MINTT-2014 (м. Херсон, 2014 р.), VI Word congress «Aviation in the XXI-st Century» (NAU, Kyiv, 2014).

Публікації. За результатами дисертаційних досліджень опубліковано 13 наукових робіт, з них 3 статті у наукових фахових виданнях України, 2 статті у закордонних науково-технічних журналах та 8 матеріалів доповідей у збірниках наукових праць конференцій.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел із 135 найменувань, 6 додатків. Загальний обсяг роботи становить 182 сторінок, з них обсяг основної частини 125 сторінки, в тому числі 30 рисунків та 1 таблиця.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність дисертаційної роботи, сформульовано мету і завдання дослідження, визначено наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, визначено зв'язок роботи з науковими програмами, наведено відомості про публікації та апробації основних положень роботи, зазначено особистий внесок здобувача. Наведено структуру дисертації.

У **першому розділі** здійснено аналіз публікацій за темою дисертації, розкрито поняття «вертоліт», як об'єкт керування, виконано аналіз тактико-технічних характеристик найпоширеніших типів вертольотів та структур їх систем керування, висвітлено недоліки відомих рішень щодо практичного застосування при стабілізації висіння над точковими об'єктами, які полягають у чутливості до зовнішніх впливів та значних похибках стабілізації вертольота, викликаних значною інерційністю його реакції. Зроблено висновок, що існуючі САК не спроможні забезпечити необхідну точність стабілізації вертольота на режимі висіння над точковими об'єктами. Отже, виникає необхідність у створенні концепції, методів та методик автоматизації процесу стабілізації вертольота на режимі висіння з прецизійною точністю над точковими об'єктами.

Обрано і обґрунтовано як типовий для досліджень–вертоліт класу легких. У даній дисертаційній роботі розв’язується завдання – стабілізації вертольота над центром точкового об’єкта без урахування вантажу на зовнішньому підвісі.

Обґрунтовано системне поняття «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об’єкт–погодні умови» як складова агрегованої системи, що дало можливість провести сепарацію системи й на цій основі побудувати математичні моделі її складових.

Сформовано мету та завдання дисертаційного дослідження.

У **другому розділі** виконано аналіз причин порушення стійкого висіння вертольота у процесі стабілізації над центром точкового об’єкта. Виявлено, що найбільш небажаними і небезпечними є режим вихрового кільця, що виникає в результаті взаємодії двох потоків: відкинутого гвинтом і набігаючого на несучий гвинт (НГ) та три характерних для НГ видів зриву: зрив при осьовому обтіканні, зрив у комлевому перетині в азимуті $\psi=270^0$, зрив в кінцевих перетинах в азимуті $\psi=360^0$. Встановлено, що при врахуванні в моделі вертольота динамічних ефектів, степінь яких перевищує степінь САК, виникають додаткові коливання із частотами, що є нижчими за частоту перетину. Все це веде до порушення стійкості системи «вертоліт–екіпаж–САК–погодні умови».

Проведено порівняльний аналіз відомих методів обчислення статичних характеристик реакції системи на зовнішні впливи і внутрішні процеси та обрано найбільш придатний для дисертаційних досліджень–метод, що використовує заміну випадкових процесів на вході системи керування еквівалентними детермінованими діями. Це дало змогу визначити реакцію вертольота на режимі висіння над точковим об’єктом як складної динамічної системи, що складається з кількох автономних динамічних підсистем (НГ і КГ, хвостова балка, фюзеляж, двигуни тощо), для яких відомі спектри на вході.

Виконано порівняльний аналіз найпоширеніших методів вимірювання та оцінювання змін параметрів динамічних систем з урахуванням сфери практичного застосування кожного з них та можливостей використання їх для дослідження. Виявлено, що одна з головних завдань, що обмежує використання LQG-керування, полягає у необхідності отримання для реалізації закону керування інформації про потрібні параметри стану. Відповідно до вимог Far-29 усі сучасні вертольоти повинні мати строго регламентований перелік бортового навігаційного обладнання, до складу якого, насамперед входять ІНС. Проте вимірювані нею прискорення для потреб організації керування майже не використовуються, особливо при стабілізації вертольота на режимі висіння. У той же час, для реалізації LQG-керування ця інформація може використовуватись для збільшення обсягу інформації. У роботі розроблено метод підвищення ефективності функціонування САК вертольота, який базується на застосуванні LQG-керування із додаванням розширеного фільтра

Калмана. Це дало можливість підвищити робастність САК та розділити її на дві підсистеми: лінійно-квадратичної оцінки (LQE) та лінійно-квадратичного регулятора (LQR), що дало змогу користуючись дуальністю системи, розділити у часі задачі гасіння коротко- і довгоперіодичних коливань вертольота відносно центра точкового об'єкта. Для реалізації наведеного в роботі запропоновано поканальну двоконтурну структуру системи автоматичної стабілізації (Рис.1), що дало змогу створювати САК з підвищеними реакцією та заданим запасом стійкості.

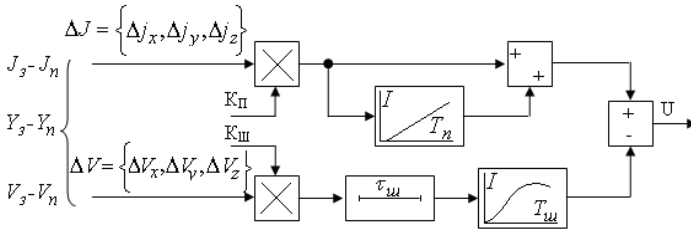


Рис. 1. Структурна схема формування керуючих дій

З урахуванням жорстких вимог до стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об'єкта розроблено модель розширеного фільтра Калмана з нульовими прискореннями, суть якої полягає в такому.

Використовуючи критерій якості:

$$J_{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\varepsilon_M^2 + \varepsilon_D) \rightarrow 0, \quad (1)$$

можна виконати структурний синтез системи керування та стабілізації, за допомогою якого можна реалізовувати автоматичну стабілізацію вертольота, зокрема на режимі висіння, в умовах дії випадкових погодних умов. Першими реагують на порушення умови (1) датчики прискорень j_x, j_y, j_z , які характеризують короткоперіодичне коливання центра мас вертольота. Другими – вимірювачі швидкості зміщення центра мас вертольота відносно заданої точки $\dot{H}, \dot{X}, \dot{Z}$, які характеризують довгоперіодичні коливання центра мас вертольота. Отже, для розв'язання задачі стабілізації висіння вертольота відносно заданої точки необхідно скласти інформаційну модель системи з нульовими прискореннями відносно центра точкового об'єкта. Слід зазначити, що у разі використання такої моделі вектор стану системи:

$$x(t_{k+1}) = Ax(t_k) + Bu(t_k) + B\Delta u(t_k),$$

а отже і вектор вимірювань:

$$z(t_k) = Cx(t_k),$$

з урахуванням того, що вектор прискорень являє собою першу похідну від швидкості та другу від відстані, суттєво скорочується (до шести параметрів). З урахуванням цього диференціальні рівняння стану системи «вертоліт–точковий об'єкт» набуває вигляду:

$$\begin{aligned}\Delta\dot{S}(t_k) &= \Delta V(t_k), \quad \Delta S = \left\{ \Delta X, \Delta Y, \Delta Z \right\}, \quad \Delta V = \left\{ \Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z \right\}; \\ \Delta\dot{V}(t_k) &= -J_\epsilon(t_k) + \dot{W}_\epsilon, \quad J_\epsilon = \left\{ j_x, j_y, j_z \right\}, \quad \dot{W}_\epsilon = \left\{ \dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z \right\},\end{aligned}\quad (2)$$

де $J_\epsilon = \left\{ j_x, j_y, j_z \right\}$ – вектор прискорень; $\dot{W}_\epsilon = \left\{ \dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z \right\}$ – вектор прискорень збурень.

Отже, модель оцінювання стану системи «вертоліт-точковий об'єкт» при застосуванні ЕКФ набуває такого виду:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{S}(t_k) \\ \Delta\dot{V}(t_k) \end{bmatrix}_{6 \times 1} = \begin{bmatrix} 0 & | & I \\ - & - & - \\ 0 & | & 0 \end{bmatrix}_{6 \times 6} \begin{bmatrix} \Delta S(t_k) \\ \Delta V(t_k) \end{bmatrix}_{6 \times 1} + \begin{bmatrix} 0 & | & 0 \\ - & - & - \\ 0 & | & I \end{bmatrix}_{6 \times 6} \begin{bmatrix} 0 \\ -J_\epsilon(t_k) \end{bmatrix}_{6 \times 1} + \begin{bmatrix} 0 \\ - \\ W_\epsilon(t_k) \end{bmatrix}_{6 \times 1}. \quad (3)$$

Якщо модель системи «вертоліт-точковий об'єкт» задається співвідношенням типу (2), то для неї можна скласти перехідну матрицю стану у вигляді:

$$\Phi(t_k, t_{k+1}) = \begin{bmatrix} I & | & \Delta t I \\ - & - & - \\ 0 & | & I \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Розроблена модель розширеного фільтра Калмана з нульовими прискореннями дала можливість значно спростити структуру підсистеми LQE, а отже й систему LQG у цілому. Це дало змогу зменшити кількість вимірювачів, знизити масо-габаритні характеристики системи стабілізації, тобто зменшити кількість параметрів стану системи LQE до шести: три складові вектора швидкості та три складові вектора прискорень, підвищити швидкість реакції та її робастність.

Показано, що для реалізації LQG-керування достатньо використовувати вимірювачі складових векторів швидкості V_x, V_y, V_z та прискорень J_x, J_y, J_z .

Доведено, що прогноз похибок оцінки прискорень вертольота на режимі висіння j_x, j_y, j_z , які виникають під дією складних погодних умов, будуть суттєво залежати від обсягу та якості інформації про його швидкість $V(t_k)$, що надходить від ІНС, СНС та ДВШЗ, тобто від похибок, що виникають при порушенні умов прецизійної точності висіння:

$$\Delta V_x = \frac{dS}{dt} \neq 0, \quad \Delta V_y = \frac{dH}{dt} \neq 0, \quad \Delta V_z = \frac{dz}{dt} \neq 0, \quad (5)$$

$$\Delta j_x = \frac{d^2 S}{dt^2} \neq 0, \quad \Delta j_y = \frac{d^2 H}{dt^2} \neq 0, \quad \Delta j_z = \frac{d^2 z}{dt^2} \neq 0. \quad (6)$$

Отже, використовуючи інформацію від датчиків прискорень, які входять до складу ІНС вертольота, можна суттєво скоротити вектор стану $x(t_k)$ без

порушення вимог до точності стабілізації висіння вертольота над точковим об'єктом. Крім того, зміни під дією зовнішніх впливів прискорень вертольота $J(t_k)$ мають характер короткоперіодичних коливань центра мас вертольота й суттєво випереджають у часі зміни вектора його швидкості $V(t_k)$, які мають характер довгоперіодичних коливань вертольота у просторі відносно заданого точкового об'єкта. Тому здійснивши прогноз похибок за наведеним методом, можна ідентифікувати стан системи «вертоліт–точковий об'єкт». Ступіть порушення вимог (5, 6) може служити сигналом для функціонування системи стабілізації вертольота на режимі висіння.

У **третьому розділі** дисертаційної роботи здійснено порівняльний аналіз існуючих методів синтезу систем керування динамічними об'єктами та обґрунтовано вибір найбільш придатного для розв'язання поставленого завдання дисертаційного дослідження – модифікованого методу зворотної матриці, який є вдосконаленим симплекс-методом, що перевищує всі інші методи рішення задач лінійного програмування як за простотою реалізації, так і за ефективністю розрахункових процедур. За його допомогою було виконано параметричний синтез системи стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об'єкта. Для цього запропоновано задачу стабілізації представити у вигляді системи рівнянь, яка містить дев'ять початкових (базових) змінних (7):

$$\begin{cases} a_{11}X_1 + a_{12}X_2 + a_{13}X_3 + a_{14}X_4 + a_{15}X_5 + a_{16}X_6 + a_{17}X_7 + a_{18}X_8 + a_{19}X_9 \geq b_1, \\ a_{21}X_1 + a_{22}X_2 + a_{23}X_3 + a_{24}X_4 + a_{25}X_5 + a_{26}X_6 + a_{27}X_7 + a_{28}X_8 + a_{29}X_9 \geq b_2, \\ a_{31}X_1 + a_{32}X_2 + a_{33}X_3 + a_{34}X_4 + a_{35}X_5 + a_{36}X_6 + a_{37}X_7 + a_{38}X_8 + a_{39}X_9 \geq b_3, \\ a_{41}X_1 + a_{42}X_2 + a_{43}X_3 + a_{44}X_4 + a_{45}X_5 + a_{46}X_6 + a_{47}X_7 + a_{48}X_8 + a_{49}X_9 \leq b_4, \\ a_{51}X_1 + a_{52}X_2 + a_{53}X_3 + a_{54}X_4 + a_{55}X_5 + a_{56}X_6 + a_{57}X_7 + a_{58}X_8 + a_{59}X_9 \leq b_5, \\ a_{61}X_1 + a_{62}X_2 + a_{63}X_3 + a_{64}X_4 + a_{65}X_5 + a_{66}X_6 + a_{67}X_7 + a_{68}X_8 + a_{69}X_9 \geq b_6, \\ a_{71}X_1 + a_{72}X_2 + a_{73}X_3 + a_{74}X_4 + a_{75}X_5 + a_{76}X_6 + a_{77}X_7 + a_{78}X_8 + a_{79}X_9 \geq b_7, \\ a_{81}X_1 + a_{82}X_2 + a_{83}X_3 + a_{84}X_4 + a_{85}X_5 + a_{86}X_6 + a_{87}X_7 + a_{88}X_8 + a_{89}X_9 \geq b_8, \\ a_{91}X_1 + a_{92}X_2 + a_{93}X_3 + a_{94}X_4 + a_{95}X_5 + a_{96}X_6 + a_{97}X_7 + a_{98}X_8 + a_{99}X_9 \geq b_9, \end{cases} \quad (7)$$

де X_1, X_2, \dots, X_9 – початкові змінні параметри.

Для реалізації поставленого завдання, необхідне жорстке обмеження параметрів, що характеризують режим висіння вертольота. Базові (або структурні) початкові змінні $n = 9$ з заданими умовами моделювання матимуть наступний вигляд:

1. $X_1 = X$ – відстань від точки О (від центру малорозмірної площини до торця об'єкта), обмеження якої: $d_1 \leq X_1 \leq d_2$, де d_1 та d_2 – крайні точки малорозмірної площини (для труби ЧАЕС $-4,5\text{ м} \leq X_1 \leq 4,5\text{ м}$).

2. $X_2 = \ddot{Z} = \dot{V}_z$ – бокове прискорення вертольота, обмеження: $\dot{V}_z = 0$.

3. $X_3 = \dot{Y} = \dot{H} = V_y$ – вертикальна швидкість, обмеження для якої:
 $0 \leq V_y \leq 2m/c$ (7 м/с).

4. $X_4 = \dot{X} = V_x$ – горизонтальна швидкість вертольота, обмеження для якої $V_x = 0$.

5. $X_5 = \dot{H} = \dot{V}_y$ – вертикальне прискорення вертольота.

6. $X_6 = \vartheta$ – кут тангажу, обмеження для якого: $0 \leq \Delta\vartheta \leq 15^0$

7. $X_7 = \dot{\vartheta}$ – кутова швидкість тангажу вертольота. Обмеження по кутовій швидкості тангажу на режимі висіння: $0 < \Delta\dot{\vartheta} \leq 30(20^0/c)$.

8. $X_8 = \ddot{X} = \dot{V}_x$ – прискорення по вісі X (реакція вертольота на горизонтальний порив вітру), обмеження для якого: $\dot{V}_x = 0$.

9. $X_9 = \gamma$ – кут крену вертольота відносно повздовжньої вісі, обмежений: при швидкості від 100..150 км/г – $0 \leq \Delta\gamma \leq 30^0$, на інших – $0 \leq \Delta\gamma \leq 15^0$.

Вибір таких параметрів та обмежень обумовлений тим, що вони дають змогу враховувати всі внутрішні процеси та зовнішні впливи, які діють під час висіння вертольота на заданій висоті над точковим об'єктом.

Враховуючи задані умови та обмеження, було виконано машинний експеримент за допомогою розробленої програми. В результаті цього було отримано значення параметрів, які дають можливість утримувати вертоліт над заданим об'єктом обмеженої площини: $X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8, X_9$:

$$X_i = [0 \quad 10 \quad 0 \quad 0,20 \quad 0,18 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T.$$

Отже, за результатом параметричного синтезу процесу стабілізації вертольота на режимі висіння визначено вектор найвпливовіших на процес стабілізації параметрів, який надалі дав змогу скласти два матричних рівняння, перше з яких дає можливість розрахувати коефіцієнти закону керування автоматом перекоосу несучого гвинта, а друге – коефіцієнти закону регулювання загальним кроком несучого гвинта.

Крім того, проведено структурний синтез системи стабілізації вертольота на режимі висіння. За його результатами було отримано закон керування (8), та побудовано структурно-функціональну схему системи автоматичного LQG-керування на прикладі каналу тангажу (Рис. 2), з урахуванням запропонованого принципу розділення у часі задач гасіння коливань удалося розв'язати задачу прецизійної стабілізації вертольота на режимі висіння, одночасно підвищивши швидкодію, робастність та забезпечивши збереження стійкості системи автоматичного керування у цілому.

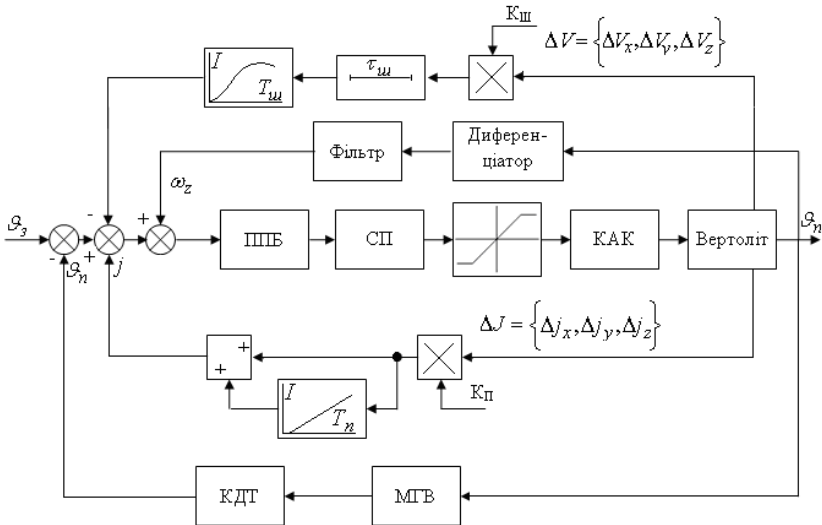


Рис. 2. Структурно-функціональна схема системи автоматичного керування: ППБ – підсилюючо-перетворюючий блок; СП – сервопривід; КАК – комбінований агрегат керування; МГВ – малогабаритна гіровертикаль; КДТ – компенсаційний датчик тангажу

$$\delta_{\text{та}} = K_{\text{та}}^{\vartheta} (\vartheta_3 - \vartheta_n) + K_{\text{та}}^{\dot{\vartheta}} \omega_z + K_{\text{та}}^i \Delta j - K_{\text{та}}^V \Delta V, \quad (8)$$

де $K_{\text{та}}^{\vartheta}$, $K_{\text{та}}^{\dot{\vartheta}}$, $K_{\text{та}}^i$ та $K_{\text{та}}^V$ – передавальні числа автопілота у каналі тангажу, швидкості зміни кута тангажу, лінійного прискорення та шляхової швидкості відповідно; ϑ_3, ϑ_n – заданий тангаж та поточний тангаж, ω_z – кутова швидкість, Δj – зміни лінійного прискорення, ΔV – зміни швидкості.

Керуючі дії формуються за допомогою двох паралельних каналів (рис. 2), один з яких є швидкодіючим на основі вектора прискорень \bar{J} , а другий – інерційним каналом на основі вектора швидкості \bar{V} , при чому сигнал інерційного каналу віднімається від сигналу швидкодіючого каналу.

Розроблений стабілізатор розв'язує задачу одночасного підвищення швидкості та збереження стійкості САК, що неможливо реалізувати у стандартних схемах, де існує протиріччя, а саме: зростання коефіцієнта підсилення викликає зниження запасу стійкості системи САК.

Отже, можна зробити висновок, що закон керування (8) та структура контуру стабілізації (рис. 2) дали можливість отримати інформацію про лінійні прискорення, які надалі забезпечують на програмному рівні розв'язання завдання інформаційного забезпечення системи стабілізації вертольота.

У **четвертому розділі** розроблено методику моделювання машинного експерименту, що включає п'ять етапів: вибір початкових параметрів, які

містяться в системи рівнянь, що описують рух вертольота; розробка програмно-технічного та моделюючого комплексів; проведення оцінювання якості системи; розробка рекомендацій щодо корекції закону стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом.

Розроблена структура моделюючого комплексу дала можливість дослідити динамічні й сталі керовані процеси стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об'єкта у вигляді комп'ютерної моделі та дозволила враховувати особливості динаміки взаємовпливу складових агрегованої моделі й виконувати агрегацію системи «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об'єкт–погодні умови» та провести експеримент.

Моделюючий комплекс утворюють такі складові: математична модель (ММ) «поривів вітру»; ММ «аеромеханіки вертольоту»; ММ екіпажу; ММ приводу відхилення автомату перекоосу; ММ приводу загального кроку несучого гвинта; ММ САК; вертоліт (НГ).

Вперше запропоновано використання методу аналітичного конструювання за критерієм узагальненої роботи (АКУР), ідея якого стосовно завдання дослідження полягає у такому: на основі рівняння стану

$$\dot{X} = AX + BU \quad (9)$$

можна визначити оптимальне керування, що мінімізує такий функціонал:

$$J = 0,5 \int_0^{\infty} (X^T Q X + R U_1^2) dt \quad (10)$$

Як матриця Q використовується невід'ємна діагональна матриця:

$$\begin{bmatrix} q_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & q_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & q_5 \end{bmatrix},$$

а як матриця R використано одиничну матрицю

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

з урахуванням цього функціонал (10) набуває вигляду:

$$J = 0,5(q_1 x^2 + q_2 \dot{x}^2 + q_3 \ddot{x} + q_4 \theta^2 + q_5 \dot{\theta} + u_1^2). \quad (11)$$

Оптимальне керування у цьому випадку визначимо за такою залежністю:

$$U_1 = IX, \quad (12)$$

де I – матриця передавальних чисел:

$$I = -\frac{1}{R} B^T K. \quad (13)$$

Постійну невід'ємну симетричну матрицю K можна обчислити через розв'язання матричного рівняння Rikkati:

$$KA + A^T K - \frac{1}{R} K B B^T K + Q = 0. \quad (14)$$

У дисертації складові матриці $Q = [q_1, q_2, q_3, q_4, q_5]^T$ обиралися їх підбором у процесі моделювання системи (14). Частина результатів моделювання у середовищі Matlab з використанням розглянутих умов наведено на Рис. 2, 3, 4.

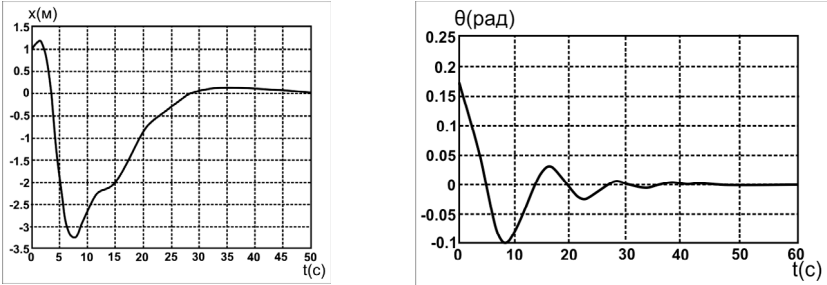


Рис 2. Результати демпфування коливань при вимірюванні \dot{X} за допомогою доплерівського вимірювача швидкостей

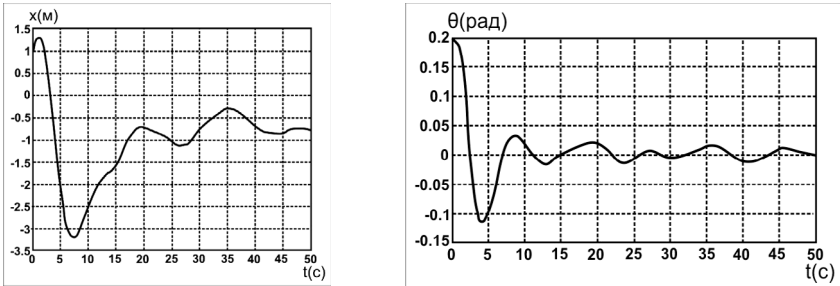


Рис. 3. Результати демпфування коливань при вимірюванні \dot{X} за допомогою інерціальної системи

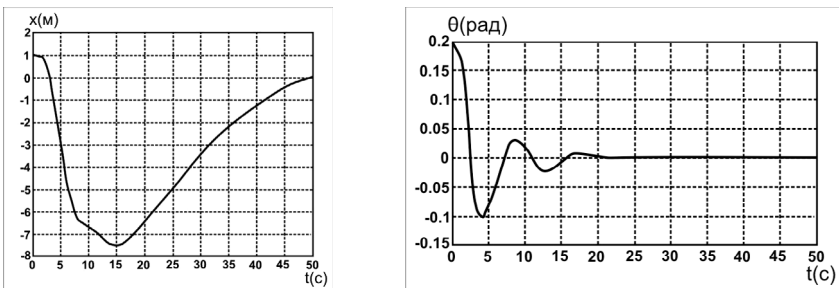


Рис. 4. Результати демпфування коливань при вимірюванні \dot{X} за допомогою супутникової системи

З порівняльного аналізу даних Рис. 2, 3, 4 робимо висновок, що на якість стабілізації висіння вертольота значно впливає спосіб, характеристики та точність вимірювачів швидкісних параметрів.

Виконано моделювання за допомогою пакета програм “Simulink” в середовищі Matlab. При використанні ЕКФ як інформаційного забезпечення системи стабілізації вертольота на режимі висіння застосовано дані від вимірювачів швидкості польоту: ІНС, ССН або ДВШЗ, а також прискорень j_x, j_y, j_z вимірювачами ДЛП_x, ДЛП_y, ДЛП_z. Як приклад обрано моделювання процесу стабілізації вертольота на режимі висіння у повздовжній площині із початковими умовами $x_i = [0 \ 10 \ 0 \ 0,20 \ 0,18]^T$ та керуванням, що отримане як розв’язок (14):

$$x_i = -\begin{bmatrix} 0.0641 & 0.0320 & 0.0112 & -0.1330 & -0.2730 & -0.2368 & -0.4350 \\ 0.0068 & 0.0026 & 0.0011 & -0.1292 & -0.0298 & 2.4430 & 0.1703 \end{bmatrix} \quad (15)$$

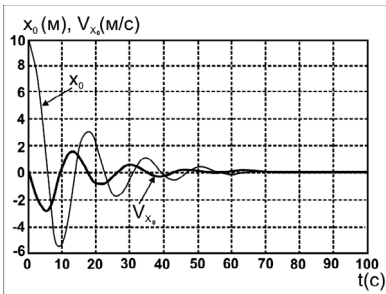
Підставивши обчислені значення (15) в (12), отримано закон керування вертольотом через відхилення автомата перекоосу (АП) у повздовжній площині:

$$\delta_g = -0.0641\ddot{X}_g - 0.0320\dot{X}_g - 0.0112X_g + 0.1330\vartheta + 0.2730\vartheta + 0.2368\dot{\vartheta} + 0.4350\theta \quad (16)$$

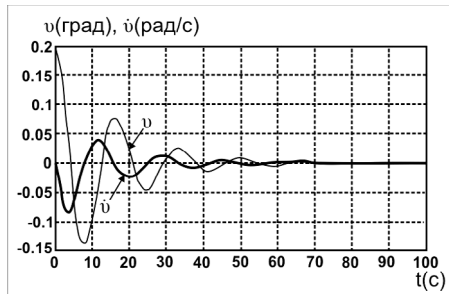
та закон керування його тягою через загальний крок несучого гвинта:

$$\varphi = -0.0068\ddot{X}_g - 0.0026\dot{X}_g - 0.0011X_g + 0.1292\vartheta + 0.0298\dot{\vartheta} - 2.4430\dot{\theta} - 0.1703\theta. \quad (17)$$

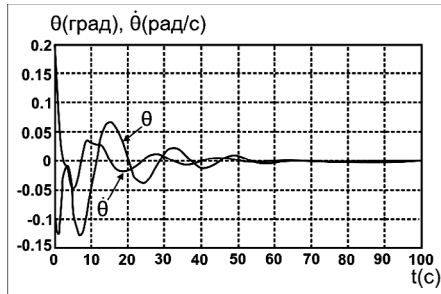
Частину отриманих результатів моделювання наведено як графіки (Рис. 5, а, б, в).



а



б



в

Рис. 5. Визначення положення (а), кута тангажу вертольота (б) та кута відхилення проекції в умовах демпфування дії вітру (в)

Аналіз даних, наведених на Рис. 5 (а, б, в), дав підставу зробити висновок, що відхилення вертольота у режимі висіння по вісі OX_g , кута тангажу та координати OX_0 наближаються до нуля вже через 20–30 с, а прискорення j_x через 10–15 с.

Синтезовані закони керування забезпечують тривалість перехідних процесів керування вертольотом у повздовжньому та бічному каналах не більше 10–15 с та коректування загального кроку 5–10 с з похибкою (0,2–1)% діапазону зміни керованої величини, залежно від потужності поривчастого вітру. Точність стабілізації суттєво залежить від принципу і точності виміру швидкості польоту ($V_{двшз}$, $V_{снс}$, $V_{інс}$) та становить 0,06–0,14 м.

Було виконано оцінювання похибки стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом. Перевірка працездатності створеного моделюючого комплексу показала хороший збіг результатів моделювання із результатами, отриманими на випробувальних польотах одновинтових вертольотів досліджуваного класу на аналогічних режимах в ЦАГІ. Аналіз характеру змін параметрів відхилення вертольота у режимі висіння по вісі OX_g , кута тангажу та координати OX_0 дав підставу для висновку про те, що похибки при моделюванні процесу стабілізації вертольота на режимі висіння в умовах стандартної (за Драйденом) атмосфері лежать у межах $-(0,2-0,5)\%$ їх максимального значення та виникають вони тільки під час перехідного процесу. При урахуванні впливу погодних факторів (поривчастий вітер із швидкістю $W_v = (5-10)$ м/с) похибка стабілізації зростає, але не перевищує (1–3)%, що є прийнятним для прецизійної стабілізації вертольота на режимі висіння.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі розв'язано важливе завдання – підвищення точності стабілізації вертольота на режимі висіння над заданим точковим об'єктом в складних погодних умовах шляхом вдосконалення алгоритму стабілізації на базі теорії лінійно-квадратичної гаусівського оптимального керування з використанням розширеного фільтра Калмана.

При цьому отримано такі теоретичні та практичні результати:

1. Проведено порівняльний аналіз тактико-технічних характеристик найпоширеніших типів вертольотів та їх систем керування, виявлено недоліки відомих рішень при практичному застосуванні на режимі висіння над точковими об'єктами, а саме у чутливість до зовнішніх впливів та значні похибки стабілізації вертольота відносно заданої точки, викликані значною інерційністю реакції. Обрано і обґрунтовано як типовий для досліджень – одногвинтовий вертоліт класу легких.

2. Обґрунтовано системне поняття «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об'єкт–погодні умови» як складної агрегованої системи, що дало можливість провести сепарацію системи й на цій основі побудувати математичні моделі її складових, а потім скласти з них модель замкненої системи.

3. Розроблено метод та методіку підвищення ефективності роботи САК, що базується на застосуванні LQG-теорії керування із додаванням розширеного фільтра Калмана. Це дало можливість підвищити робастність САК та розділити її на дві підсистеми: лінійно-квадратичної оцінки (LQE) та лінійно-квадратичного регулятора (LQR), що дозволило користуючись дуальністю системи, розділити у часі задачі гасіння коротко- та довгоперіодичних коливань вертольота відносно центра точкового об'єкту. Для цього запропонована поканальна двоконтурна структура системи автоматичної стабілізації, що дало змогу створити структуру САК з підвищеними реакцією та заданим запасом стійкості.

4. На основі аналізу лінійно-квадратичної гаусівської теорії оптимального керування, розроблено модель інформаційного забезпечення САК без збільшення кількості і типів бортових вимірювачів та датчиків. Доведено, що для реалізації LQG-теорії керування достатньо використовувати вимірювачі складових векторів швидкості V_x , V_y , V_z та прискорень J_x , J_y , J_z , розроблено модель вимірів параметрів стабілізації вертольота на режимі висіння з використанням розширеного фільтра Калмана ЕКФ. Використання штатних вимірювачів швидкості вертольота, які побудовані на різних фізичних принципах роботи (ДВШЗ, СНС, ІНС), та датчиків лінійних прискорень, дає змогу послабити вимоги, що висуваються до САК при реалізації складних умов стабілізації прецизійного висіння вертольота над точковим об'єктом, а також забезпечити нечутливість до зовнішніх завад та похибок вимірювання.

5. З урахуванням теорії LQG керування та запропонованого принципу розділення у часі завдань гасіння коливань виконано структурний та параметричний синтез розробленої двоконтурної структури системи стабілізації вертольота на режимі висіння, визначено дев'ять базових параметрів та структуру закону стабілізації вертольота відносно заданої точки висіння, що враховує невизначеність власних параметрів вертольота і оточуючого навколишнього середовища та залежить від характеристик точкового об'єкту і точності вимірювання базових параметрів. Синтезований закон керування забезпечує стабілізацію вертольота з похибкою керування по

всіма змінними, що не перевищує $(0,2-0,5)\%$ їх максимального значення, це виникає тільки під час перехідного процесу, при цьому підвищується швидкодія та забезпечується збереження стійкості САК.

6. Розроблено на основі агрегованої моделі системи «вертоліт–екіпаж–САК–точковий об’єкт–погодні умови» моделюючий та програмно-технічний комплекс для дослідження динамічних і сталих керованих процесів стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об’єкта у вигляді комп’ютерної моделі, яка враховує особливості динаміки взаємовпливу складових агрегованої моделі. Перевірка працездатності створеного моделюючого комплексу показала хороший збіг результатів моделювання із результатами, отриманими на випробувальних польотах одновинтових вертольотів досліджуваного класу на аналогічних режимах в ЦАГІ. Так розбіжність, а саме похибка при моделюванні процесу стабілізації вертольота на режимі висіння в умовах стандартної (за Драйденом) атмосфері лежить у межах $-(0,2-0,5)\%$, а в умовах впливу погодних факторів (поривчастий вітер із швидкістю $W_v = (5-10)$ м/с) – $(1-3)\%$. На підставі аналізу отриманих результатів зроблено висновки, що вони є цілком прийнятними для експериментів такої складності.

7. Вперше, на основі методу АКУР, моделі системи з нульовими прискореннями відносно точкового об’єкта та моделі вимірів параметрів стабілізації вертольота на режимі висіння синтезовано закони керування автоматом перекосу НГ для повздовжнього та бічного каналів. На основі розв’язання математичного рівняння Рікати та синтезованих законів керування автоматом перекосу синтезовано регулятор загального кроку несучого гвинта. Синтезовані закони керування забезпечують тривалість перехідних процесів керування вертольотом у повздовжньому та бічному каналах не більше 10–15 с та корегування загального кроку 5–10 с з похибкою $(0,2-1)\%$ діапазону зміни керованої величини, залежно від потужності поривчатого вітру. Точність стабілізації суттєво залежить від принципу і точності вимірювання швидкості польоту ($V_{ДВШЗ}$, $V_{СНС}$, $V_{ІНС}$) та становить 0,06–0,14 м.

8. Доведено можливість побудови уніфікованої двоконтурної автоматизованої системи стабілізації вертольота на режимі висіння над центром точкового об’єкта з застосуванням штатних бортових вимірювачів складових вектора швидкості польоту: доплерівського радіолокаційного ДВШЗ, супутникового СНС або інерційного ІНС та складових вектора прискорень $ДЛП_x$, $ДЛП_y$, $ДЛП_z$. Реалізація такої схеми автоматизованої системи стабілізації забезпечує потрібний запас стійкості, підвищену якість перехідних процесів – швидкість реакції вертольота на зовнішні впливи підвищується за тангажем та швидкістю на 25 %; за кутовою швидкістю – на 40 %, забезпечує підвищення ступеня загасання перехідних процесів на 20 %, покращує інтегральні показники якості на (40–50) %.

9. Набули подальшого розвитку теоретичні та практичні положення, щодо розробки високоточнісних автоматизованих систем стабілізації літальних

апаратів на всіх режимах польоту. Теоретичні результати та практичні рекомендації дисертаційних досліджень впроваджені при модернізації одного типу літальних апаратів у ДП «ДержККБ «Луч», а також використано в НАУ МОН України при підготовці фахівців за спеціальністю 7/8.050202.03 «Автоматика та автоматизація на транспорті».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. *Галагуз Т. А.* Порівняльна характеристика систем керування, що містять у структурі спостерігачі Люенбергера та Калмана / Т. А. Галагуз, Н. А. Тимошенко, І. П. Гарбар // Електроніка та системи управління: Наукове видання. – К. : НАУ, 2005. – № 1. – С. 40–45.

2. *Кривоносенко О. П.* Синтез оптимальної стабілізації вертольота частотним та часовим методами / О. П. Кривоносенко, Н. В. Білак, Н. А. Тимошенко // Вісник НАУ: Науковий журнал. – К. : НАУ, 2008. – №1(34). – С. 36–42.

3. *Кривоносенко О. П.* Синтез оптимальної системи стабілізації кута тангажу вертольота як суттєво нестійкого об'єкта / О. П. Кривоносенко, Н. А. Тимошенко // Електроніка та системи управління: Наукове видання. – К. : НАУ, 2008. – № 2(16). – С. 66–72.

4. *Kazak V. M.* Aircraft outer contour in flight mode diagnostic system / V. M. Kazak., D. O. Shevchuk, N. A. Tymoshenko, M. H. Levchenko, O. M. Pavlenko // International Journal of Advanced Research in Computer Engineering&Technology, India. – 2014. – Vol.3. – Issue 10. – P. 3508–3510.

5. *Kazak V. M.* Model of Stabilization of Helicopter in Hover Mode over a Given Point Object under Destabilizing Action of Weather Conditions / V. M. Kazak, D. O. Shevchuk, N. A. Tymoshenko // Journal of Automation and Control., Science and Education Publishing Co, United States, Vol. 2. – No. 3. – 2014. – P. 86–90.

6. *Кривоносенко О. П.* Синтез оптимальної структури системи кутової стабілізації вертольота в режимі висіння / О. П. Кривоносенко, Ю. М. Безкорований, Н. А. Тимошенко // Матеріали міжнародної наукової конференції «Інтелектуальні системи прийняття рішень та прикладні аспекти інформаційних технологій». – ISDMIT'2006, 15–18 трав. 2006 р., Євпаторія, 2006. – Т. 2. – С. 72–75.

7. *Вовк В. Г.* Трехмерная модель динамики стохастических угловых движений корабля в крейсерском движении / В. Г. Вовк, В. А. Страшко, Н. А. Тимошенко // Материалы VI Международной научно-технической конференции «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники». – К. : КПИ, 2007. – С. 14–19.

8. *Кривоносенко О. П.* Синтез робастної оптимальної системи стабілізації вертольота. / О. П. Кривоносенко, Н. А. Тимошенко // Матеріали VIII Міжнародної науково-технічної конференції «Авіа-2007», 25–27 квітн. 2007 р., Київ. – К. : НАУ, 2007. – С. 84–88.

9. *Кривоносенко О. П.* Аналіз робастності систем стабілізації нестійкого об'єкта / О. П. Кривоносенко, Н. А. Тимошенко // Матеріали міжнародної

наукової конференції «Інтелектуальні системи прийняття рішень та прикладні аспекти інформаційних технологій». – ISDMIT'2007, 14–18 трав. 2007 р., Євпаторія, 2007. – Т.1. – С. 69–70.

10. *Кривоносенко О. П.* Алгоритми і результати синтезу оптимальної робасної системи стабілізації вертольота / О. П. Кривоносенко, Н. А. Тимошенко // Матеріали міжнародної наукової конференції «Інтелектуальні системи прийняття рішень та прикладні аспекти інформаційних технологій». – ISDMIT'2011, 16–20 трав. 2011 р., Євпаторія, 2011. – Т.1. – С. 400–404.

11. *Кривоносенко О. П.* Алгоритми і результати синтезу оптимальної робасної системи стабілізації вертольота / О. П. Кривоносенко, Н. А. Тимошенко // Матеріали міжнародної наукової конференції «Інтелектуальні системи прийняття рішень та прикладні аспекти інформаційних технологій». – ISDMIT'2012, 27–31 трав. 2012 р., Євпаторія, 2012. – С. 482–484.

12. *Кривоносенко О. П.* Синтез оптимальної багатовимірної системи стабілізації вертольота середнього класу / О. П. Кривоносенко, Н. А. Тимошенко // Матеріали VI Міжнародної науково-практичної конференції «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті». – MINTT-2014, 27–29 трав. 2014 р., Херсон, 2014. – С. 194–197.

13. *Kazak V. M.* Stabilization of Height Hovering of Helicopter in Conditions of Discrete External Perturbations / V. M. Kazak, N. A. Tymoshenko // VI World Congress “Aviation in the XXI Century”: Conference Proceeding, 23-25 September. – 2014. – К. : NAU, 2014. – Vol. 1. – P. 1.4.60–1.4.63.

АНОТАЦІЯ

Тимошенко Н. А. Автоматизація керування процесом стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом у складних погодних умовах. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.13.07 – автоматизація процесів керування. – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» МОН України, Київ, 2015.

Дисертаційна робота присвячена розв'язанню завдання підвищення ефективності стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом у складних погодних умовах.

У результаті проведених досліджень розроблено метод підвищення ефективності роботи системи автоматичного керування, що базується на застосуванні LQG-теорії керування з додаванням ЕКФ. Обґрунтовано поняття «вертоліт–екіпаж–САК–погодні умови» як складову агрегованої системи, побудовано математичні моделі її складових та складено модель замкненої системи за рахунок моделюючого та програмно-технічного комплексу.

Теоретичні результати та практичні рекомендації дисертаційних досліджень впроваджено при модернізації одного типу ПК у ДП «ДержЖКБ

«Луч», а також використано в НАУ МОН України при підготовці фахівців за спеціальністю 7/8.050202.03 «Автоматика та автоматизація на транспорті» вони можуть використовуватись у науково-дослідних закладах та конструкторських бюро вертольотобудування, а також у навчальному процесі при підготовці фахівців відповідного напрямку.

Ключові слова: автоматизація, вертоліт, режим висіння, оптимальне керування, стабілізація, система автоматичного керування.

АННОТАЦИЯ

Тимошенко Н. А. Автоматизация управления процессом стабилизации вертолета на режиме висения над точечным объектом в сложных погодных условиях. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.07 – автоматизация процессов управления – Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, 2015.

Диссертационная работа посвящена решению задачи повышения эффективности стабилизации вертолета на режиме висения над точечным объектом в сложных погодных условиях.

В результате проведенных исследований разработаны концепция, метод и методика повышения эффективности работы системы автоматического управления (САУ), которые базируются на применении LQG-теории управления с добавлением расширенного фильтра Калмана (EKF). Разработана модель информационного обеспечения САУ, для которой предложено использовать штатные датчики инерциальной навигационной системы линейных ускорений и бортовых измерителей скорости в качестве информационной системы САУ, что позволило, не увеличивая стоимость, массу и габариты, получить более точную информацию для реализации прецизионной стабилизации, а также повысить ее робастность.

Выполнен структурный и параметрический синтез. По результатам структурного синтеза системы стабилизации был получен закон управления и построена структурно-функциональная схема системы автоматического LQG-управления. С учетом предложенного принципа разделения во времени задач гашения колебаний удалось решить задачу прецизионной стабилизации вертолета на режиме висения, одновременно повысив точность, робастность и обеспечив сохранение устойчивости САУ в целом. По результатам параметрического синтеза определен вектор параметров, оказывающий наибольшее влияние на процесс стабилизации, что позволило составить два матричных уравнения, первое из которых позволяет рассчитать коэффициенты закона управления автоматом перекося, а второе – коэффициенты закона регулирования общего шага несущего винта.

Обосновано понятие «вертолет–экипаж–САУ–погодные условия» как агрегированной системы, построены математические модели ее составляющих,

использованные в моделирующем и программно-техническом комплексах. Произведенная проверка работоспособности разработанного моделирующего комплекса, путем моделирования процесса стабилизации вертолета на режиме висения над точечным объектом в пакете “Simulink” среды Matlab показала хорошее совпадение результатов моделирования с результатами, полученными при испытательных полетах одновинтовых вертолетов исследуемого класса на аналогичных режимах в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ).

На основе метода АКОР, модели системы с нулевыми ускорениями относительно точечного объекта и модели измерения параметров стабилизации вертолета на режиме висения синтезированы законы управления автоматом перекоса несущего винта для продольного и бокового каналов. Кроме того решены математические уравнения Rikatti, что позволило синтезировать регулятор общего шага несущего винта.

На основании анализа полученных результатов можно сделать вывод, что они позволяют организовать высокоточную систему стабилизации вертолета на режиме висения над точечным объектом в сложных погодных условиях. Результаты являются вполне приемлемыми для экспериментов такой сложности.

Ключевые слова: автоматизация, вертолет, режим висения, оптимальное управление, стабилизация, система автоматического управления.

ABSTRACT

Tymoshenko N. A. Automation of control process stabilization of helicopter in hover mode over a point object under difficult weather conditions. – On the Manuscript.

Dissertation for a candidate degree by specialty 05.13.07 – automation of control processes. – National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, 2015.

This thesis is dedicated to solving the problem of improving the efficiency of stabilization of helicopter in hover mode over a point object under difficult weather conditions. That problem can be reached by construction of precision stabilization system based on LQG-optimal control theory and EKF.

As a result of done research the method and methodology of the automatic control system (ACS) performed efficiency improving was developed. Mentioned method and methodology based on the use of LQG-theory of control with EKF addition. The concept of "helicopter–crew–ACS–weather" as part of an aggregated system was proved. The mathematical models of system components were developed and the model of a circuit system was constructed via modeling and software and hardware complex.

Keywords: automation, helicopter, hover mode, optimal control, stabilization, automatic control system.

Підп. до друку 26.03.2015. Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 1,16. Обл.-вид. арк. 1,25.
Тираж 100 пр. Замовлення № 36-1.

Видавець і виготівник
Національний авіаційний університет
03680. Київ – 58, проспект Космонавта Комарова, 1

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002