

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

ШЕВЧУК ДМИТРО ОЛЕГОВИЧ



УДК 629.735.015.7.2:656.7.08

**СИСТЕМНІ МЕТОДИ АВТОМАТИЗАЦІЇ ПРОЦЕСІВ
РЕКОНФІГУРАЦІЇ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМИ КОРАБЛЯМИ
В ОСОБЛИВИХ СИТУАЦІЯХ У ПОЛЬОТІ**

05.13.07 – Автоматизація процесів керування

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ 2015

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі автоматизації та енергоменеджменту Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України.

Науковий консультант

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

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор
Ладанюк Анатолій Петрович,
Заслужений діяч науки і техніки України,
Національний університет харчових
технологій, завідувач кафедри
автоматизації процесів управління;

доктор технічних наук, професор
Кондратенко Юрій Пантелійович,
Заслужений винахідник України,
Чорноморський державний
університет імені П. Могили,
професор кафедри інтелектуальних
інформаційних систем;

доктор технічних наук, професор
Александров Євген Євгенович,
Заслужений діяч науки і техніки України,
Лауреат Державної премії України,
Національний технічний університет «ХПІ»,
професор кафедри інформаційних технологій
і систем колісних та гусеничних машин
ім. О.О. Морозова.

Захист відбудеться «26» березня 2015 р. о 14⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.002.04 при Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут» за адресою: 03056, м. Київ, просп. Перемоги, 37, корпус 18, кімната 438.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці НТУУ «Київський політехнічний інститут» за адресою: 03056, м. Київ, просп. Перемоги, 37.

Автореферат розіслано « » лютого 2015 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради,
професор



Л. С. Ямпольський

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми досліджень. Надійне функціонування таких надскладних об'єктів, як атомні електростанції, підприємства газотранспортної та хімічної галузей, космічна та авіаційна техніка потребує від сучасних систем та комплексів автоматичного керування властивостей відновлення їх керованості в умовах виникнення аварійної чи катастрофічної ситуації за рахунок реконфігурації: керувальних дій, структури, конфігурації об'єкта керування або цільових завдань, і тим самим збереження безпечного режиму роботи. Складність вирішення проблеми забезпечення заданого рівня безпеки польотів безперервно зростає у зв'язку з підвищенням інтенсивності використання авіаційної техніки, що, крім відомих впливів, веде до значного збільшення імовірності зіткнення у польоті з механічними, біологічними та електричними формуваннями, а також розширенням кола виконуваних нею функціональних завдань (розвитком стратегії використання авіації у локальних війнах, що змусило провідні держави світу негайно зайнятися дослідженнями, спрямованими на підвищення рівня живучості повітряних кораблів (ПК)). Порівняльний аналіз статистичних даних ІКАО показав, що 35% авіаційних подій спричинено пошкодженнями зовнішніх обводів ПК і керувальних органів, відмовами та пошкодженнями елементів пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК), причому головним чином відмовами їх приводів. Варто відзначити надзвичайно високу швидкоплинність розвитку аварійної ситуації, що в свою чергу потребує миттєвого втручання в ситуацію для вжиття необхідних керувальних дій щодо запобігання її розвитку або переростання у катастрофічну. Усе це зумовлює зростання ролі бортових засобів автоматичного виявлення і класифікації пошкоджень зовнішніх обводів і керувальних поверхонь ПК у польоті, розроблення перспективних методів і систем автоматичної реконфігурації керувальних дій, а також інтелектуальних систем підтримки прийняття рішень екіпажем в умовах виникнення типових особливих ситуаціях (ОС).

Значний внесок у розвиток теорії та практики оптимальних адаптивних систем керування складними динамічними об'єктами в умовах невизначеності зробили К.А. Астром, Е.А. Дависон, Л. Лjung, J.C. Willems, R.E. Bellman, R. E. Kalman, W.M. Wonham, G.N. Saridis, S. Edwards, F. Caliskan, Y.M. Zhang, O.A. Красовський, В.В. Солодовніков, Н.Н. Красовський, В.М. Буков, В.І. Уткін, О.Л. Фрадков, Я.З. Ципкін, Л.С. Понтрягін, О.І. Кухтенко, В.М. Кунцевич, М.С. Козлов, В.М. Глумов, С.Д. Рутковський, О.М. Летов, С.В. Ємельянов, Н.Д. Єгупов, С.К. Коровін, Ю.П. Кондратенко, А.А. Тунік, С.Є. Александров, А.П. Ладанюк, В.М. Казак, К.О. Пупков, Р.М. Юсупов, Л.М. Блохін та ін.

У той же час невирішеними залишаються завдання розвитку єдиної теорії діагностування стану зовнішніх обводів ПК та відновлення їх керованості в ОС у польоті на основі теорії системного аналізу, побудови адекватних математичних моделей з урахуванням аеродинамічних властивостей ПК, надійності функціонування екіпажу в контурі керування, а також негативних впливів зовнішніх факторів та внутрішніх процесів. Не вироблено єдиної формалізованої концепції автоматизації процесів реконфігурації керування складними динамічними об'єктами. Продовження наукових досліджень зі збереження живучості ПК підтверджено отриманими практичними результатами і спрямовані на забезпечення заданого рівня безпеки польотів в умовах виникнення аварійних ситуацій у польоті.

Тому актуальною науково-прикладною проблемою є відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення типових ОС у польоті на основі теорії та системних методів автоматизації процесів реконфігурації керування ПК, а також методів і систем діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК у польоті, що визначило напрям досліджень дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційну роботу виконано у Національному авіаційному університеті відповідно до плану НДР Міністерства освіти і науки України у рамках держбюджетних тем: «Теорія, методи та методики діагностики аеродинамічного стану зовнішніх обводів літального апарата в польоті» (номер державної реєстрації ДР 0108U004065); «Методи збереження керованості та стійкості літака в умовах раптового виникнення аварійної ситуації у польоті» (номер державної реєстрації 0111U001640), де здобувач був відповідальним виконавцем; «Управління процесами технічного обслуговування авіаційних двигунів у системі збереження льотної придатності авіаційної техніки» (номер державної реєстрації 0112U002046), а також у рамках Міжнародного проекту P371 Українського науково-технологічного центру (Global Initiatives for Proliferation Prevention (GIPP))/Program/ U.S. Department of Space «Commercial Aircraft Protection - Захист комерційної авіації». Окремі результати дисертаційної роботи отримано під час виконання науково-дослідних кафедральних робіт: «Сучасні концепції підвищення ефективності електроенергетичних комплексів, процесу їх автоматизації та менеджменту на транспорті» – НДР № 8/07.01.04; «Управління динамічними системами та їх станом» – НДР № 92/07.01.05, де здобувач був відповідальним виконавцем.

Мета і завдання дослідження. Метою дослідження є розроблення концептуальних положень і теоретичних основ відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення типових ОС у польоті на основі теорії та системних методів автоматизації процесів реконфігурації керування

ПК, а також методів і систем діагностування їх аеродинамічного стану в польоті.

Для досягнення мети дисертації вирішено такі завдання:

- розроблено концептуальні положення теорії відновлення керованості та стійкості ПК в умовах раптового виникнення ОС у польоті, а також обґрунтовано необхідність автоматизації процесів реконфігурації керування ПК в ОС у польоті;

- науково обґрунтовано системне поняття параметричної, структурної, об'єктної та цільової реконфігурації керування ПК в умовах раптового виникнення ОС у польоті;

- розроблено математичну модель агрегованої системи «ПК – екіпаж – автоматизована система реконфігурації керування (АСРК) – середовище – ОС»;

- розроблено методи отримання діагностичної інформації про аеродинамічний стан зовнішніх обводів ПК у польоті;

- визначено умови стійкості процесу керування системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС»;

- синтезовано структурні і функціональні схеми автоматичної системи діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів та АСРК ПК у процесі його льотної експлуатації;

- розроблено програмний комплекс для вирішення завдань синтезу та аналізу високоефективних АСРК ПК в ОС у польоті;

- виконано експериментально-машинні дослідження розроблених методів АСРК ПК в ОС у польоті.

Об'єктом дослідження є процеси виникнення та розвитку особливих ситуацій у польоті.

Предметом дослідження є системні методи відновлення керованості та стійкості ПК за рахунок параметричної, структурної, об'єктної та цільової реконфігурації керування, методи діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК у польоті, а також методи синтезу алгоритмічних і програмо-технічних засобів та методи моделювання і оцінювання ефективності застосування АСРК ПК для запобігання розвитку аварійної ситуації у польоті або її переростання у катастрофічну.

Методи дослідження. Для розв'язання поставлених завдань у роботі використані: теорія систем і системного аналізу – для розроблення концептуальних положень теорії відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення та розвитку ОС у польоті; технічна діагностика та методи ідентифікації – для побудови моделей визначення інформації про аеродинамічний стан зовнішніх обводів ПК у польоті; теорія автоматичного керування та методи аналітичного конструювання – для побудови моделей АСРК ПК в умовах виникнення у польоті ОС; теорія оптимального керування та методи структурно-параметричного синтезу

багатовимірних систем керування – для побудови стохастичних багаторівневих нестационарних моделей системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС»; аеродинаміка та динаміка керованого польоту – для побудови динамічних та кінематичних рівнянь, що описують еволюцію діючих на ПК сил і моментів у фазовому аеродинамічному просторі станів; теорія функцій комплексного змінного і операційне числення – для визначення частот коливань збурень поточних параметрів; теорія стійкості та керованості руху – для визначення умов стійкості поточних параметрів керованого польоту; методи штучного інтелекту – для синтезу класифікатора типових пошкоджень зовнішніх обводів ПК у польоті в ОС.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у розробленні теорії відновлення керованості та стійкості руху ПК в умовах виникнення ОС у польоті. Виконані дослідження дозволили отримати результати, що мають наукову новизну.

Уперше:

– розроблено теорію відновлення керованості та стійкості руху ПК в умовах виникнення ОС у польоті та системні методи автоматизації процесів реконфігурації керування ПК за такою логічною послідовністю:

- параметрична реконфігурація – зміна передатних чисел зворотних зв'язків, що дозволило забезпечити задані характеристики динамічної керованості та стійкості руху ПК в ОС у польоті;

- структурна реконфігурація – перерозподіл керувальних дій між справними органами для створення необхідних керувальних сил і моментів, що дало змогу відновити керованість і стійкість руху ПК в умовах виникнення типових ОС у польоті;

- реконфігурація об'єкта керування – зміна конфігурації об'єкта керування, тобто надання органам механізації ПК додаткових, неpritаманних у штатному режимі польоту функцій, що дало можливість запобігти розвитку аварійної ситуації та переходу її у катастрофічну;

- реконфігурація цілей польоту – формування своєчасних і однозначних підказок екіпажу з урахуванням ситуації, яка склалась у польоті, що дозволило оптимізувати режим продовження польоту серед можливих альтернатив;

– науково обґрунтовано визначення системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС» і на його основі розроблено математичну модель, для побудови якої системно враховувались аеродинамічні властивості ПК, динамічні і психофізіологічні характеристики екіпажу, функціональні особливості АСРК, вплив зовнішніх факторів та внутрішніх процесів, а також характер розвитку ОС, що у сукупності забезпечило об'єктивну оцінку процесу виникнення і розвитку ситуації, яка склалась у польоті, формування необхідних керувальних дій щодо запобігання її розвитку або

переростання у катастрофічну шляхом реорганізації процесу автоматизованого керування ПК, зміни режиму або мети польоту;

– розроблено методику проведення експериментальних досліджень впливу типових пошкоджень на безрозмірні інтегральні аеродинамічні характеристики, що дало змогу оцінити негативний вплив дестабілізувальних сил і моментів на характеристики керованості та стійкості ПК;

– розроблено методи синтезу автоматичної системи діагностування аеродинамічного стану та АСРК ПК у процесі його льотної експлуатації, що дало змогу побудувати інформаційно-діагностичну систему та систему оптимального керування ПК з автоматизованими функціями параметричної, структурної та цільової реконфігурації;

– обґрунтовано та розроблено на основі агрегованої моделі системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС» моделювальний та програмно-технічний комплекс для дослідження процесів відновлення керованості і стійкості ПК в умовах виникнення і розвитку ОС у польоті, яка враховує типові пошкодження та особливості динаміки взаємовпливу складових агрегованої моделі, що дало можливість визначити характер зміни стану системи в умовах типових ОС та довести доцільність реалізації запропонованих теоретичних та практичних положень під час розроблення перспективних та удосконалення існуючих систем автоматичного керування ПК;

дістали подальшого розвитку:

– положення теорії діагностування аеродинамічного та технічного стану зовнішніх обводів ПК на базі методів теплових полів, а також інтелектуальних технологій, що дозволило підвищити достовірність визначення моменту, місця та ступеня пошкоджень зовнішніх обводів ПК у польоті;

– метод статистичних розв’язків для одного діагностичного параметра, який відрізняється від відомих урахуванням ризику третього роду, що дозволяє підвищити точність оцінки достовірності прийняття рішення про аеродинамічний та технічний стан ПК, а також обґрунтувати доцільність переведення АСРК ПК в умовах миттєвого переходу від аварійного стану в катастрофічний, функцій управління від екіпажу, для парирування розвитку ОС у польоті;

– методика оцінювання надійності екіпажу в контурі керування ПК, яка відрізняється повним урахуванням динамічних, психофізіологічних, індивідуальних базових та придбаних властивостей особистості, а також характеристик професійної підготовки пілотів, що дало можливість підвищити достовірність оцінки адекватності дій пілотів, спрямованих на парирування розвитку ОС у польоті.

Практичне значення отриманих результатів для аерокосмічної промисловості полягає у розробленні АСРК ПК в ОС у польоті, які забезпечують заданий рівень безпеки польотів. Для інформаційного забезпечення АСРК розроблено автоматичну систему діагностування зовнішніх обводів ПК у процесі його експлуатації для фіксації моменту, місця та ступеня виникнення типових пошкоджень; програмно-технічний комплекс, який дав можливість виконувати моделювання розвитку ОС, а також вирішувати завдання синтезу та аналізу вискоєфективних АСРК ПК. Теоретичні основи дисертаційної роботи доведено до рівня конкретних методик і рекомендацій щодо відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення ОС у польоті.

Методологічні положення та практичні розробки дисертації впроваджено і підтверджено відповідними актами: у виробництво ДК КиАЗ «Авіант» (методи та методики діагностування аеродинамічного стану зовнішнього обводу ПК), м. Київ; ДП «ДержККБ «Луч» (методики зчитування і виділення корисної інформації про стан зовнішніх обводів ПК, методи та закони адаптації керування ПК до деяких пошкоджень), м. Київ; ДАХК «Артем» (функціонал ефективності ПНК ПК, класифікатор на основі радіально-базисної нейронної мережі), м. Київ; ДП ХМЗ «ФЭД» (методика проведення експериментальних досліджень комплексування інформаційно-вимірювальних датчиків), м. Харків; компанії «ІнтерТЕК» (структурні та функціональні схеми АСРК ПК в умовах виникнення ОС у польоті), м. Харків; філії УМГ «Прикарпаттрансгаз» (методика оцінювання поточного технічного стану газотурбінних двигунів, алгоритм перерозподілу керувальних дій між газоперекачувальними агрегатами у разі виникнення нештатної ситуації, інтегрально інформаційно-обчислювальна система), м. Воловець; у навчальний процес Національного авіаційного університету, м. Київ.

Особистий внесок здобувача. Основні наукові положення і результати дисертаційної роботи отримано автором самостійно. У наукових працях, що публіковані у співавторстві, здобувачу належать: [1,33,39] – наукове обґрунтування поняття системи та на її основі запропоновано математичну модель «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС»; [2,10,15,16,42,51] – структурні та функціональні схеми інтелектуальної автоматичної системи діагностування та реконфігурації керування газотурбінними двигунами на базі інтеграції нечіткої логіки та нейромереж; [3,23,36,53,68] – метод автоматизації процесу керування ПК в умовах невизначеності із застосуванням інтелектуальних технологій; [4,5,40] – методика автоматизації процесу формування підказок екіпажу в умовах невизначеності; [6 – 9,43 – 47,60] – алгоритми синтезу, структурні та функціональні схеми інтелектуального класифікатора типових пошкоджень зовнішніх обводів ПК у польоті; [11,52] – методика

проведення експерименту та результати експериментального дослідження впливу пошкоджень елементів зовнішніх обводів ПК на безрозмірні інтегральні аеродинамічні характеристики; [12,17,19,21,22,28,34,54, 64 – 66,72] – методи структурного та параметричного синтезу АСРК ПК в умовах виникнення ОС у польоті та результати моделювання; [13,25,30,31,35,38,69] – методи діагностування стану зовнішніх обводів ПК, а також структурні та функціональні схеми автоматичних систем діагностування ПК у процесі їх експлуатації; [14] – функціонал ефективності відновлення керованості та стійкості ПК в умовах ОС у польоті; [18,29,41,49,55,74] – методи оцінювання параметрів складних, багатовимірних, рухомих об'єктів в умовах невизначеності; [20,26,27,32,56,61 – 63,67,75] – концепція та основні положення теорії відновлення керованості та стійкості ПК в ОС у польоті за рахунок реконфігурації автоматизації керування; [24,48,50,57 – 59] – структурні та функціональні схеми інформаційної автоматизованої системи підтримки прийняття рішень у разі збійних ситуацій в аеропорті; [37,70] – критерій оцінювання ефективності відновлення керованості та стійкості ПК в умовах ОС; [71,73] – математична модель сил і моментів ПК з урахуванням впливу ОС у польоті.

Апробація роботи. Основні результати роботи доповідались та обговорювались на: Міжнар. наук.-техн. конф. Авіа-2007, Авіа-2009, Авіа-2011 (Київ, 2007, 2009, 2011); Міжнар. наук.-практ. конф. «Шевченківська весна» (Київ, 2008); Міжнар. наук. конф. «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту» ISDMCI'2008, ISDMCI'2009, ISDMCI'2010, ISDMCI'2011, ISDMCI'2012, ISDMCI'2013, ISDMCI'2014 (Євпаторія, 2008...2014); Міжнар. наук. конф. студ., аспір. та молодих учених Політ-2008, Політ-2010, Політ-2011, Політ-2012 (Київ, 2008, 2010, 2011, 2012); III, IV, V, VI World Congress «Aviation in the XXI-st Century» (Kyiv, 2008, 2010, 2012, 2014); 2-й, 3-й, 4-й, 6-й Міжнар. наук.-техн. конф. «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті» MINTT-2010, MINTT-2011, MINTT-2012, MINTT-2014 (Херсон, 2010...2013, 2014); Наук.-техн. конф. «Проблемні питання розвитку озброєння та військової техніки» (Київ, 2010); Міжнар. наук. практ. конф. «Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси» ПРТК-2011 (Київ, 2011); 6-й, 8-й Міжнар. наук.-техн. конф. «Проблеми телекомунікації» (Київ, 2012, 2014); XIX Міжнар. конф. з автоматичного управління «Автоматика-2012», «Автоматика-2013» (Київ, Миколаїв, 2012, 2013); XI, Міжнар. конф. «Контроль і управління в складних системах» КУСС-2012 (м. Вінниця, 2012); IEEE 7-th Inter. Conf. «Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems» IDAACS'2013 (Berlin, Germany, 2013); Міжнар. наук.-техн. конф.

«Искусственный интеллект. Интеллектуальные системы» ИИ-2013 (2013, АР Крим); IEEE 2-nd Inter. Conf. «Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Development» (Kyiv, 2013); I Міжнар. наук.-прак. конф. «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» АКІТ (Київ, 2014); IEEE I-st, 2-nd, 3-rd Inter. Conf. «Methods and Systems of Navigation and Motion Control» (Kyiv, 2010, 2012, 2014).

Публікації. Основні результати дисертаційної роботи опубліковано у 75 наукових публікаціях, з них: 30 статті в наукових фахових виданнях України, 8 – у наукометричних базах даних, 4 – в іноземних періодичних фахових виданнях, 37 – у матеріалах міжнародних конференцій, отримано 4 патенти України на корисну модель.

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел і додатків, містить 457 сторінок, у тому числі 317 сторінок основного тексту, включаючи 98 рисунків і 17 таблиць. Список літератури містить 389 джерел.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** наведено загальну характеристику дисертаційного дослідження, що підкреслює її актуальність, наукову новизну і практичне значення, визначено об'єкт і предмет досліджень, сформульовано мету і завдання роботи.

У **першому розділі** виконано критичний аналіз публікацій за темою дисертації, відзначено внесок вітчизняних і зарубіжних вчених у науковий напрям досліджень, а також наведено визначення ОС у польоті. Аналіз статистичних даних ІКАО показав, що майже 30 % авіаційних пригод виникають з причин втрати керованості ПК у польоті. Також за даними Федерального управління цивільної авіації США (FAA) щорічно в цивільній авіації трапляється до п'яти великих авіаційних пригод, вагома частка яких припадає на зіткнення літаків з біологічними, механічними або електричними формуваннями. У ПК попередніх поколінь з причин відсутності засобів автоматичної реконфігурації керування ці функції покладено на екіпаж. У цьому випадку результат реконфігурації керування повністю залежить від уміння, досвіду та особистих характеристик пілота, хоча принципово реконфігурація дозволила запобігти 70 % випадків тяжких авіаційних пригод через пошкодження зовнішніх обводів ПК, а також відмов приводів і кермових органів (висновок зроблено на підставі аналізу причин авіаційних пригод, що сталися в США).

У дисертаційній роботі пропонується концепція системи автоматичного керування (САК) із функціями реконфігурації, що забезпечує відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення ОС за

рахунок реконфігурації керувальних сигналів, структури системи, конфігурації ПК або цільових завдань, тобто збереження безпечного режиму польоту.

Під параметричною реконфігурацією розуміється зміна коефіцієнтів (передатних чисел) зворотних зв'язків для відновлення заданих характеристик динамічної стійкості і керованості ПК в умовах раптового виникнення незначних пошкоджень його зовнішніх обводів. Наприклад, після зіткнення ПК з біологічними, механічними або електричними формуваннями виникають пробої, вм'ятини та розриви зовнішньої обшивки, які призводять до часткової зміни їх аеродинамічних характеристик у польоті (рис. 1, а).

Структурна реконфігурація полягає в перерозподілі керувальних дій на справні органи механізації для створення необхідних керувальних сил і моментів, що забезпечують відновлення керованості і стійкості ПК в умовах виникнення аварійної ситуації у польоті. Наприклад, у листопаді 2003 р. літак Airbus A300 обстріляли бойовики після зльоту у Багдаді. В результаті потраплення ракети було істотно пошкоджено лівий закрил, але екіпажу вдалося відновити стійкість і керованість ПК за рахунок зміни тяги двигунів та здійснити успішну аварійну посадку (рис. 1, б). Реконфігурація об'єкта – зміна конфігурації ПК, тобто надання органам механізації додаткових невластивих у штатному режимі польоту функцій для запобігання розвитку катастрофічної ситуації або мінімізації її наслідків. Наприклад, під час виконання польотного завдання у літака В-52Н було відірвано кіль. Для забезпе-



а



б



в

Рис. 1. Приклади ОС у польоті

чення бічної стійкості екіпаж миттєво випустив усі стояки шасі. Літак виконав безпечну аварійну посадку (рис. 1, в). Реконфігурація цілі керування – вибір оптимального варіанта польоту серед можливих альтернатив з урахуванням критичності пошкоджень зовнішніх обводів ПК. Наприклад, повернення на аеродром зльоту, пошук відповідного запасного аеродрому, а також оцінка можливості забезпечення аварійної посадки ПК на цьому аеродромі або пошук місця виконання екстреної посадки.

Ключовою особливістю пропонованої концепції є те, що АСРК ПК розглядається як багатоконтурна система каскадної структури з трьома рівнями керування (рис. 2). Відповідно до запропонованої структурної схеми у склад традиційної схеми керування ПК, яка утворює виконавчий (перший) рівень керування, уведено два типи зворотних зв'язків – для тактичного та стратегічного рівнів прийняття рішень, спрямованих на запобігання розвитку аварійної ситуації та переходу її в катастрофічну. Виконавчий рівень керування включає в себе: інформаційно-вимірвальну систему, блок забезпечення керування в автоматичному, директорному чи ручному режимах польоту, сервоприводи, а також різного призначення керувальні поверхні для створення необхідних сил і моментів.

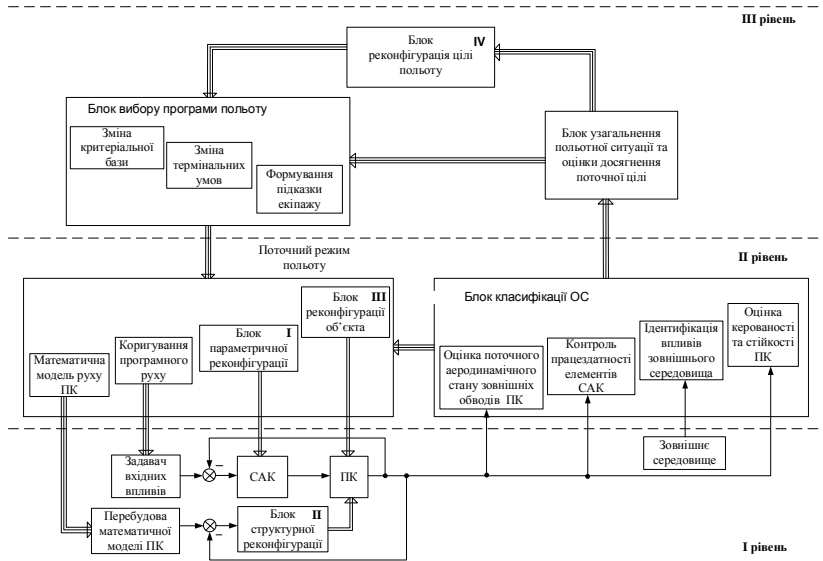


Рис. 2. Багаторівнева структурна схема АСРК

Другий рівень керування, надбудований над першим, необхідний для реалізації параметричної, структурної, об'єктної та цільової реkonфігурації в умовах виникнення ОС у польоті. Цей рівень містить додаткові канали

зв'язку між блоком класифікації ОС та блоком вибору необхідних керувальних дій зі своїм функціональним призначенням. У разі виникнення пошкодження/відмови модуль виявлення та ідентифікації класифікує пошкодження/відмову і формує команду на включення модуля реконфігурації, окрім того, він передає в модуль реконфігурації керувальних дій всю інформацію про класифіковане пошкодження/відмову.

Модуль реконфігурації формує нові керувальні впливи для парирования, а в разі неможливості повного парирования впливу ОС – максимально можливе зниження його наслідків.

У розділі наведено порівняльний аналіз існуючих та перспективних методів діагностування зовнішніх обводів ПК у польоті, методів керування динамічним об'єктами в умовах невизначеності, а також обґрунтовано вибір мети дисертаційної роботи та сформульовано основні завдання дослідження.

Другий розділ присвячено обґрунтуванню агрегованого поняття «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС» як керованої системи, тобто ситуація розглядається системно, а саме: окремо аналізуються аеродинамічні та льотно-технічні характеристики ПК, дії екіпажу в контурі керування, особливості функціонування АСРК, вплив зовнішнього середовища, а також процес розвитку ОС у польоті.

Після сепарації агрегованої системи і уявлення ролі кожної складової система розглядається у цілому, тобто виконується операція агрегування. Такий підхід дозволяє об'єктивно оцінювати поточну польотну ситуацію і формувати відповідні керувальні дії, спрямовані на відновлення керованості та стійкості ПК в умовах впливу несприятливих факторів.

Отже, рівняння динаміки ПК як абсолютно твердого тіла з постійною масою з урахуванням рівнодійних та дестабілізувальних сил ОС подано у такому вигляді:

$$\begin{cases} n_x = \frac{P_x - (c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha)qS + R_x^{36} + R_x^{0c}}{G}; \\ n_y = \frac{P_y - (c_x \sin \alpha - c_y \cos \alpha)qS + R_y^{36} + R_y^{0c}}{G}; \\ n_z = \frac{c_z qS + R_z^{36} + R_z^{0c}}{G}, \end{cases}$$

де n_x, n_y, n_z – поздовжнє, нормальне і поперечне перевантаження; G – вага ПК; c_x, c_y, c_z – безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти лобового опору, піднімальної сили і бічної сил; $R_x^{36}, R_y^{36}, R_z^{36}$ – складові вектора сили від

збурень навколишнього середовища; $R_x^{oc}, R_y^{oc}, R_z^{oc}$ – складові вектора дестабілізувальних сил ОС.

Моменти сил у зв'язаній системі координат опишемо такими співвідношеннями:

$$\begin{cases} M_x = (m_x \cos \alpha + m_y \sin \alpha) q l S + M_{P_x} + M_x^{зб} + M_x^{oc}; \\ M_y = (m_y \cos \alpha - m_x \sin \alpha) q l S + M_{P_y} + M_y^{зб} + M_y^{oc}; \\ M_z = m_z q b_A S + M_{P_z} + M_z^{зб} + M_z^{oc}, \end{cases}$$

де m_x, m_y, m_z – безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти моменту крену, ристання і тангажа; b_A, l, S – середня аеродинамічна хорда, розмах і площа крила ПК; $M_{P_x}, M_{P_y}, M_{P_z}$ – складові моменту реактивних сил; $M_x^{зб}, M_y^{зб}, M_z^{зб}$ – складові моменту впливу зовнішнього середовища; $M_x^{oc}, M_y^{oc}, M_z^{oc}$ – складові моменту впливу ОС відносно трьох осей координат.

Безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти сил та моментів у загальному випадку подамо у вигляді:

$$c_{x,y,z}(m_{x,y,z}) = f(\delta_{зак}, \delta_{пр}, \varphi_{ст}, \delta_{к.н.}, \delta_{к.в.}, \delta_{ел}, \alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, M, V, H, R^{oc}), \quad (1)$$

де $\delta_{зак}, \delta_{пр}, \varphi_{ст}, \delta_{к.н.}, \delta_{к.в.}, \delta_{ел}$ – положення керувальних поверхонь; α, β – кути атаки і ковзання; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – кутові прискорення; M – число Маха; V, H – швидкість і висота польоту; R^{oc} – вектор рівнодійної сили ОС.

Для визначення характеристик екіпажу ПК зазвичай використовують апарат передатних функцій:

$$W(p) = K_p \frac{(\tau_l p + 1) e^{-\tau_s p}}{(\tau_l p + 1)(\tau_N p + 1)},$$

де τ – чисте запізнення; τ_N – стала часу нейромоторної реакції; τ_l – запізнення у сприйнятті та обробленні інформації; K_p – коефіцієнт підсилення; p – оператор диференціювання.

Цей математичний апарат не дозволяє адекватно оцінити діяльність екіпажу в контурі керування ПК в умовах виникнення ОС у польоті.

Для підвищення ефективності дій екіпажу в екстремальних ситуаціях, окрім їх динамічних характеристик, розроблено методика та оцінено психологічні, індивідуальні базові і придбані властивості особистості, а також враховано характеристики професійної підготовки пілотів (рис. 3).



Рис. 3. Структура діяльності пілота в умовах виникнення ОС у польоті з урахуванням його психологічних, індивідуальних та професійних характеристик

У разі виникнення ОС командир ПК вирішує завдання керування, пов'язані з пілотуванням та навігацією ПК, стеження за станом систем і агрегатів ПК, планування і контролю дій членів екіпажу. Крім того, зростання психоемоційного навантаження, обмежений часовий ресурс, суб'єктивність оцінок, «одноканальність уваги людини», а також у деяких випадках отримання недостовірної інформації від інформаційних систем, призводять до того, що у пілотів відбувається неузгодженість між реальною польотною ситуацією і тією, яка склалась в їх уявленні. Усе це призводить до виникнення помилок третього роду. Тобто пілот приймає рішення щодо дії відповідно до отриманої польотної інформації, яка може бути недостовірною, а отже, і прийняті рішення будуть неправильними, відпрацювання яких призведе до погіршення або втрати керованості та стійкості ПК і тим самим до виникнення авіаційних подій.

На підставі розробленої методики встановлено взаємозв'язок між наявним часом розвитку ОС у польоті і потрібним часом для парирования її наслідків. Розглянемо умовну схему руху ПК по заданій траєкторії польоту (ab) (рис. 4). Припустимо, що в точці 1 пошкоджені зовнішні обводи ПК і як наслідок виникли дестабілізуювальні моменти M_{oc} , які призводять до розвитку ОС у польоті. У цьому випадку під наявним часом розвитку ОС розуміємо час, який є в наявності у екіпажу чи засобів автоматики до моменту, коли виниклі відхилення не досягли критичних значень характеристик керованості та стійкості руху ПК у польоті (межа cd).

У точці 1' фазового простору $t_n = t_{п.ек.}$, тобто екіпаж має достатній функціональний та часовий ресурс для парирування дестабілізувальних впливів, що виникли в певній польотній ситуації. Потрібний час визначаємо таким виразом

$$t_{п.ек.} = t_b + t_{об} + t_{пр} + t_{від} + t_p,$$

де t_b – час виявлення відхилень від заданого етапу польоту; $t_{об}$ – час, затрачений на оброблення поточної інформації, що надходить від бортових інформаційних систем; $t_{пр}$ – час, затрачений на формування альтернатив і вибір оптимальних дій (час прийняття рішень); $t_{від}$ – час, затрачений на відпрацювання екіпажем керувальних впливів; t_p – час реакції ПК на керувальні впливи.

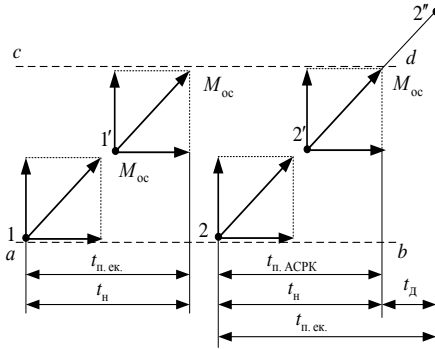


Рис. 4. Діаграма взаємозв'язку наявного та потрібного часу на різних етапах розвитку ОС: ad – умовна траєкторія руху ПК; cd – умовна межа граничнодопустимих характеристик стійкості та керованості ПК; t_n – наявний час розвитку ОС; $t_{п.ек.}$, $t_{п.АСРК}$ – потрібний час екіпажу та АСРК на парирування розвитку ОС; t_d – дефіцит часу

Якщо ПК потрапляє у точку 2 фазового простору, то в цьому випадку $T_n < T_{п.ек.}$, це означає, що навіть у разі прийняття екіпажем правильного рішення, ПК одначе вийде за критичні норми керованості та стійкості руху ПК (у точці 2'') і це правильне, хоча несвоєчасне рішення, призведе до авіаційної катастрофи. Відновити керованість та стійкість ПК пропонується в точці 2 фазового простору і тим самим запобігти переходу ОС у катастрофічну за рахунок використання в контурі керування АСРК в автоматичному режимі, яка забезпечує виконання такої умови: $T_n = T_{п.АСРК}$.

Для врахування впливу дестабілізувальних факторів на аеродинамічні і технічні характеристики ПК до складу АСРК необхідно включити систему виявлення відмов і пошкоджень (спостерігач).

На вході інтегрувальної ланки спостерігача формується сигнал, що характеризує оцінку технічного стану ПК (рис. 5):

$$\hat{x}(k+1) = A\hat{x}(k) + Bu(k) + \psi_0[y(k) - C^T\hat{x}(k)]; \quad (2)$$

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + Dz(k), \\ Y(k) = C^T x(k), \\ g(k) = Gx(k), \\ Z(k) = \phi g(k). \end{cases} \quad (3)$$

Рівняння спостерігача (2) можна подати через нев'язку:

$$\begin{cases} \bar{x}(k+1) = A\hat{x}(k) + Bu(k), \\ \hat{x}(k+1) = \bar{x}(k+1) + \psi_0 r(k+1), \\ r(k+1) = Y(k+1) - C^T \bar{x}(k+1), \end{cases} \quad (4)$$

де $\bar{x}(k+1)$ – оцінка до вимірювання на $(k+1)$ -му кроці; $\hat{x}(k+1)$ – оцінка $(k+1)$, що включає вимірювання на $(k+1)$ -му кроці; $r(k+1)$ – нев'язка; ψ_0 – матриця коефіцієнтів підсилення спостерігача.

Похибка спостерігача визначається як різниця між станами системи (3) і оцінками спостерігача (4):

$$\bar{\xi}(k) = x(k) - \bar{x}(k), \quad (5)$$

$$\hat{\xi}(k) = x(k) - \hat{x}(k). \quad (6)$$

Похибку $\bar{\xi}$ на кроці $(k+1)$ сформовано, як різницю між першим рівнянням системи (4) та першим рівнянням системи (3):

$$\bar{\xi}(k+1) = A\hat{\xi}(k) + Dz(k). \quad (7)$$

Об'єднуючи друге рівняння системи (3), друге і третє рівняння систем (4), (5), визначаємо:

$$\hat{x}(k+1) = \bar{x}(k+1) + \psi_0 C\bar{\xi}(k+1). \quad (8)$$

Оцінку стану ПК в умовах ОС (8) подамо у формі похибки:

$$\hat{\xi}(k+1) = \bar{\xi}(k+1) - \psi_0 C\bar{\xi}(k+1). \quad (9)$$

З урахуванням рівнянь (7), (9) маємо

$$\bar{\xi}(k+1) = A[E - \psi_0 C]\bar{\xi}(k) + Dz(k),$$

де E – одинична матриця розмірності $(n \times n)$.

Рівняння для нев'язки (4) з урахуванням другого рівняння системи (3) і рівняння похибки (5) перепишемо у вигляді:

$$r(k) = C\bar{\xi}(k).$$

Матриця похибки спостерігача дорівнює:

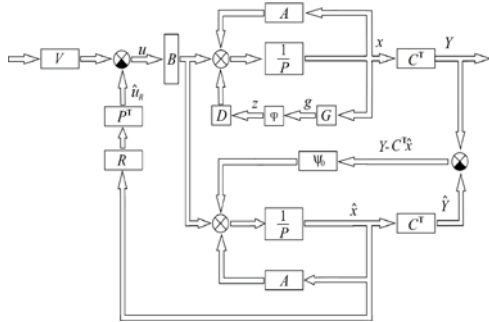


Рис. 5. Структурна схема АСПК з оптимальним спостерігачем станів системи

$$A_n = A(E - \psi_0 C).$$

Матрицю коефіцієнтів ψ_0 вибрано з умов стійкості матриці A_n так, щоб похибки ідентифікації прагнули до нуля.

У розділі також формалізовано математичні моделі процесів обledenіння зовнішніх обводів ПК, дії грози та ливневих осадів, формування критичного профілю зсуву вітру, турбулентності, що дозволило враховувати вплив зовнішнього середовища на аеродинамічні та льотно-технічні характеристики ПК.

Агреговану систему «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС» описано марковським процесом з урахуванням максимально можливих перехідних станів (рис. 6). Кількісні значення умовних ймовірностей

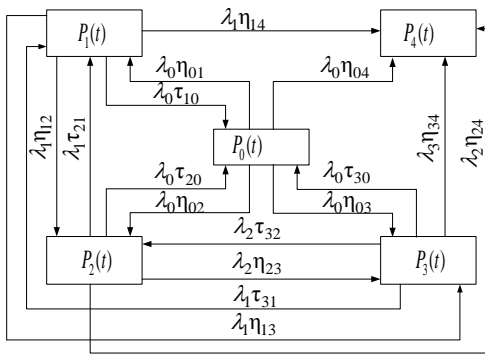


Рис. 6 Ймовірнісна модель переходу станів «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС»: $P_0(t)$ – заданий режим польоту; $P_1(t)$ – ускладнення умов польоту; $P_2(t)$ – складна ситуація; $P_3(t)$ – аварійна ситуація; $P_4(t)$ – катастрофічна ситуація

також складної, аварійної та катастрофічної ситуацій у міру зростання рангу небезпеки. Параметр $\lambda_i \eta_{ij}$ є кількісною оцінкою ймовірності розвитку ситуації в бік зростання ступеня небезпеки. Параметр τ_{ij} – кількісна характеристика ймовірності переходу системи у стани $P_0(t)$, $P_1(t)$, $P_2(t)$, $P_3(t)$, $P_4(t)$ в міру зниження рангу небезпеки.

Ймовірнісна модель переходу станів системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС» визначається диференціальними рівняннями Колмогорова:

$$\begin{cases} (\lambda_0 \eta_{01} + \lambda_0 \eta_{02} + \lambda_0 \eta_{03} + \lambda_0 \eta_{04}) P_0(t) + \lambda_0 \tau_{10} P_1(t) + \lambda_0 \tau_{20} P_2(t) + \lambda_0 \tau_{30} P_3(t) = P_0(t), \\ \lambda_0 \eta_{101} P_0(t) - (\lambda_0 \tau_{10} + \lambda_1 \eta_{12} + \lambda_1 \eta_{13} + \lambda_1 \eta_{14}) P_1(t) + \lambda_1 \tau_{21} P_2(t) + \lambda_1 \tau_{31} P_3(t) = P_1(t), \\ \lambda_0 \eta_{202} P_0(t) + \lambda_1 \eta_{12} P_1(t) - (\lambda_0 \tau_{20} + \lambda_1 \tau_{21} + \lambda_2 \eta_{23} + \lambda_2 \eta_{24}) P_2(t) + \lambda_2 \tau_{32} P_3(t) = P_2(t), \\ \lambda_0 \eta_{303} P_0(t) + \lambda_1 \eta_{13} P_1(t) + \lambda_2 \eta_{23} P_2(t) - (\lambda_0 \tau_{30} + \lambda_1 \tau_{31} + \lambda_2 \tau_{32} + \lambda_3 \eta_{34}) P_3(t) = P_3(t), \\ \lambda_0 \eta_{404} P_0(t) + \lambda_1 \eta_{14} P_1(t) + \lambda_2 \eta_{24} P_2(t) + \lambda_3 \eta_{34} P_3(t) = P_4(t), \end{cases}$$

де $P_0 = 1, P_1 = P_2 = P_3 = P_4 = 0$ – початкові умови.

Визначено ймовірності перебування системи в станах $P_0(t), P_1(t), P_2(t), P_3(t), P_4(t)$ у фіксовані моменти часу t та умови переходу системи з одного стану в інший.

Третій розділ присвячено виявленню впливу різного роду пошкоджень на стан ПК. Для парирования дестабілізуювальних сил та моментів, що виникають у результаті зіткнення ПК зі сторонніми формуваннями, у законах керування АСРК враховувались зміни безрозмірних інтегральних аеродинамічних характеристик (1) від можливих пошкоджень.

Для досягнення поставленої мети:

- створено модель фрагмента крила для досліджень в аеродинамічній трубці;
- обґрунтовано геометричні параметри імітації типових пошкоджень;
- розроблено методику виявлення впливу типових пошкоджень на безрозмірні інтегральні аеродинамічні характеристики;
- отримано залежності безрозмірних інтегральних аеродинамічних характеристик від кута атаки для фрагмента крила ПК з різними типовими пошкодженнями.

Залежності безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів для непошкодженого крила та для крила з типовим пошкодженням показано на рис. 7, 8.

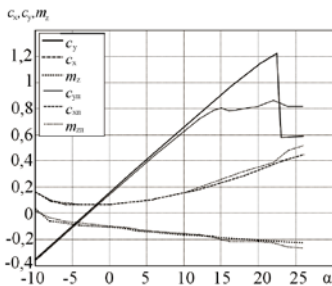


Рис. 7. Залежності $c_x, c_y, m_z = f(\alpha)$ для непошкодженого крила та крила з типовим пошкодженням розміром $d = 36$

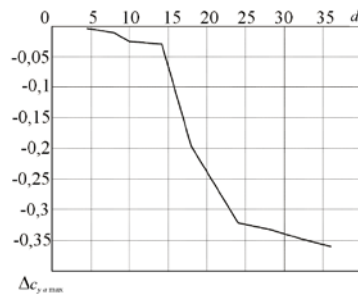


Рис. 8. Залежність зміни $\Delta c_{y \max}$ від розміру типового пошкодження профілю крила літака «Ан-148»

Порівняльний аналіз результатів напівнатурних експериментів підтвердив, що пошкодження передньої кромки крила миттєво призводять до зменшення коефіцієнта піднімальної сили, критичного кута атаки та збільшення коефіцієнта лобового опору, що є причинами виникнення і розвитку ОС у польоті.

Обґрунтовано можливість використання теплового методу діагностування для визначення моменту, місця та ступеня пошкоджень зовнішніх обводів ПК у польоті. Ідея методу полягає в тому, що під час польоту, внаслідок взаємодії з набіглим повітряним потоком відбувається нагрівання обшивки ПК, що описано такими залежностями:

$$\operatorname{div} \rho_T = Q - \frac{\partial U}{\partial t}, \quad \rho_T = -k \operatorname{grad} T, \quad (10)$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} = \frac{\partial(\rho C T)}{\partial t} = \rho_T C \frac{\partial T}{\partial t}, \quad (11)$$

де ρ_T – щільність потоку теплової потужності; Q – об'ємна щільність потужності сторонніх джерел тепла; U – об'ємна щільність внутрішньої теплової енергії обшивки; k – теплопровідність обшивки; T – температура; C – питома теплоємність обшивки.

З урахуванням рівнянь (10) і (11) визначено теплопровідність відносно поля температур:

$$\rho_T C \frac{\partial T}{\partial t} - \operatorname{div}(k \operatorname{grad} T) = Q.$$

У разі виникнення типових пошкоджень зовнішньої обшивки ПК змінюються його аеродинамічні характеристики, що супроводжується появою градієнта температури обшивки:

$$\operatorname{grad} T = \lim_{\Delta n \rightarrow 0} \left| \Delta t / \Delta n \right| = \frac{\partial t}{\partial n},$$

де $\operatorname{grad} T$ – вектор підвищення температури, напрямлений по нормалі (Δn) до ізотермної поверхні.

Досліджено вплив розміру, місця виникнення і типу пошкодження, кута атаки, а також швидкості набіглоного потоку на температурний градієнт пошкодженої ділянки профілю крила літака «Ан-148» (рис. 9).

Аналіз даних рис. 9 показав, що зі збільшенням швидкості набіглоного потоку локальна різниця температур між пошкодженою і непошкодженою ділянками моделі профілю зростає, причому її зростання має нелінійний характер.

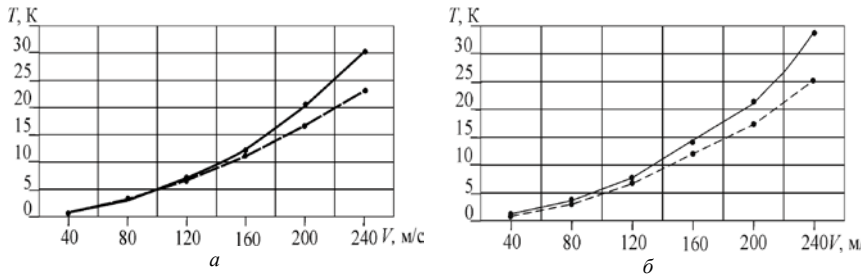


Рис. 9. Залежність локальної різниці температур між пошкодженою і непошкодженою ділянками моделі профілю від швидкості набіглого потоку по верхній (а) та нижній (б) площинах профілю на віддаленні від передньої кромки на 1/3 хорди (—) і на 2/3 хорди (- - -)

Структурну схему автоматичної системи діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК у процесі льотної експлуатації показано на рис. 10. У разі застосування цифрових тепловізійних камер можна відмовитись від аналого-цифрових перетворювачів і всю інформацію обробляти в цифровому вигляді, об'єднавши тепловізійну камеру та блок первинної обробки зображення в один унітарний елемент. Це дає змогу зменшити масу апаратної частини та кабельних з'єднань, а також забезпечити зручність адаптації системи під різну кількість каналів контролю.

Для класифікації ширини типового пошкодження передньої кромки елемента крила синтезовано тришарову нейронну мережу з прямим поширенням сигналу з такою кількістю нейронів: 2 – 32 – 10. Комбінація функцій активації шарів, яка забезпечила мінімальний відсоток помилок розпізнавання типового пошкодження кромки елемента крила: вхідний – сигмоїдальна; проміжний – гіперболічний тангенс; вихідний – сигмоїдальна. Під час навчання мережі розраховується функціонал, що характеризує якість навчання:

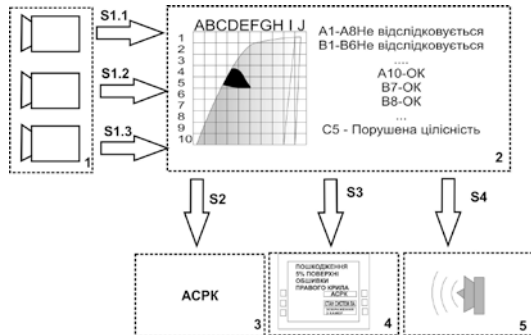


Рис. 10. Структурна схема автоматичної системи діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК: 1 – тепловізійні камери; 2 – блок оброблення поточної інформації та ідентифікації (класифікатор); 3 – АСРК; 4 – дисплей в кабіні екіпажу; 5 – звуковий сигналізатор

Під час навчання мережі розраховується функціонал, що характеризує якість навчання:

$$J = \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^{S^M} (\psi_i^q - \psi_i^{qS^M})^2,$$

де Q , q – обсяг та номер вибірки; M – кількість шарів мережі; S^M – кількість нейронів вихідного шару; $\psi = [\psi_i^q]$ – вектор бажаних (цільових) значень сигналу класифікації на виході мережі для вибірки за номером q ; $\psi^q = [\psi_i^{qM}]$ – вектор сигналу класифікації на виході мережі. Як алгоритм навчання використано метод сполучених градієнтів Флетчера – Рівса (CGP). Синтезована мережа порівняно з іншими комбінаціями функції активації шарів та кількості нейронів у шарах забезпечує мінімальний відсоток помилок при розпізнаванні типових пошкоджень передньої кромки елемента крила $\varepsilon = 2,5\%$.

Для класифікації типових пошкоджень синтезовано LVQ – мережу, на вхід якої подається значення зміни температури та розміру «шлейфу» зміни температури з тепловізорів, а на виході класифікуються п'ять станів несучої поверхні ПК у польоті: без пошкодження, мале, середнє та велике пошкодження (рис. 11).

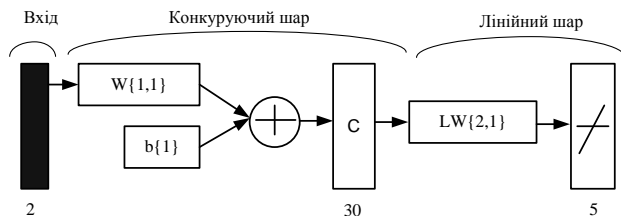


Рис. 11. Загальна структура класифікатора типових пошкоджень з використанням LVQ – мережі

Алгоритму навчання – метод сполучених градієнтів Флетчера – Рівса (CGP).

Результати класифікації типових пошкоджень синтезованої LVQ – мережі показано на рис. 12. Помилка класифікації LVQ – мережею (2–30–5) дорівнює $\varepsilon = 1,0\%$.

Одна з найбільших проблем під час навчання мережі полягає в тому, що в ряді випадків при подачі на вхід нових спостережень з'являється помилка класифікації. Дуже важливо, щоб нейронна мережа мала спроможність пристосовуватися до цих нових спостережень. Для гарантування надійності класифікації типових пошкоджень зовнішніх обводів ПК резервують контрольну множину спостережень, яка не використовувалась під час навчання, та подають на вхід синтезованої мережі. На рис. 13 наведено результати навчання. Помилки перевірки на

навчальному, тестовому та контрольному множинах поведуться однаково і не мають помітних тенденцій до перенавчання.

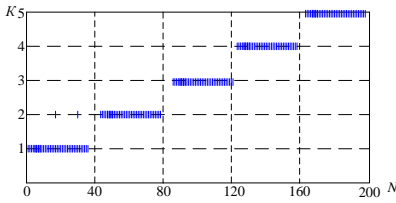


Рис. 12. Результати розпізнання тестового набору даних синтезованою LVQ – мережею (2–30–5): K – класи типових пошкоджень несучої поверхні ПК; N – номери розрахункових точок у наборах даних

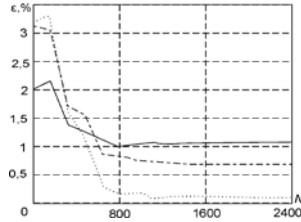


Рис. 13. Залежності величини помилки ε для навчального (\cdots), тестового ($--$) та контрольного ($-$) наборів від кількості циклів N навчання LVQ – мережі (2–30–5)

Отже, процедура побудови класифікатора типових пошкоджень зовнішніх обводів ПК у польоті на основі нейронних мереж складається з таких кроків: формування навчальних, тестових та контрольних даних, вибір початкової конфігурації мережі; навчання мережі і моделювання з оцінкою контрольної помилки; виявлення ефекту перенавчання і коригування конфігурації мереж.

У **четвертому розділі** розроблено методи та алгоритми діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК, а також технічного стану бортового обладнання в умовах виникнення і розвитку ОС у польоті. Для інформаційного забезпечення екіпажу та АСРК потрібно визначити мінімальне співвідношення керувальних $U(t)$ і вимірюваних $Z(t)$ сигналів таким чином, щоб забезпечити повну керованість і спостережуваність системи з урахуванням зміни стану ПК і похибки вимірювань:

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + BU(t) + G\eta_x(t); \\ Z(t) &= CX(t) + \psi\eta_z(t), \end{aligned} \quad (12)$$

де A – матриця $n \times n$, що відображає структуру ПНК; $X(t)$ – вектор технічного стану системи; η_x, η_z – вектори відповідних завад з нульовим математичним сподіванням і кореляційною матрицею.

Доведемо, що з погляду контролю умова повної керованості може бути виконана за меншого рангу матриці B , ніж це потрібно згідно з умовою $\text{rang}(BABA^2B \dots A^{n-1}B) = n$, або навіть за нульового її рангу.

Для системи (12) матриці коваріації K виконується залежність:

$$\hat{K} = AK + KA^T + GM\{\eta_x \hat{X}^T\} + M\{\hat{X} \eta_x^T\}G^T, \quad (13)$$

де $\hat{X} = X - M\{X\} = \int_{t_0}^t \exp\{A(t-\tau)\}G\eta_x(\tau) d\tau$ – оцінка вектора стану системи.

Значення останніх двох доданків правої частини рівняння (13) обчислено таким чином:

$$GM\{\eta_x \hat{X}^T\} = G \int_{t_0}^t M\{\eta_x(t) \eta_x^T(t)\} G^T \exp\{A(t-\tau)\} d\tau = G \frac{N_x}{2} G^T. \quad (14)$$

$$M\{\hat{X} \eta_x^T\} G^T = M\left\{\int_{t_0}^t \exp\{A(t-\tau)\} G \eta_x(\tau) \eta_x^T(\tau) d\tau\right\} G^T = G \frac{N_x}{2} G^T. \quad (15)$$

Підставивши вирази (14) і (15) у рівняння (13), дістанемо

$$\hat{K} = AK + KA^T + GN_x G^T. \quad (16)$$

Розв'язавши рівняння (16), визначимо матрицю K . При обчислення її рангу можливі два випадки:

1) Якщо $\text{rang } K = n$, тоді $\det K \neq 0$, матриця не вироджена і система (12) з погляду контролю цілком керована. У цьому випадку повна керованість забезпечується за рахунок матриці G та вектора зовнішніх впливів і похибок вимірювань параметрів, а це означає, що немає потреби вводити в систему детерміновані вхідні впливи, що зумовлює $B = 0$.

2) Якщо $\text{rang } K < n$, то система не буде цілком спостережуваною і керованою з погляду контролю. У цьому випадку її повна керованість може бути забезпечена додатковими детермінованими керувальними сигналами з матрицею $\hat{B} = B + \Delta B$. Тобто за рахунок формування додаткових керувальних впливів можна відновити керованість і стійкість ПК в умовах виникнення та розвитку ОС у польоті.

Оцінку вектора стану системи (12) в дискретні моменти часу визначимо таким чином:

$$\begin{aligned} \hat{x}(k/k) &= M[x(k)/U_1^k] = \int_{\{x(k)\}} x(k) f[x(k)/U_1^k] dx(k) = \\ &= \sum_{D_i(k) \in \Omega_k} f_x(k) f[x(k)/U_1^k, \overline{D_i(k)}] dx(k) P[\overline{D_i(k)}/U_1^k] = \\ &= \sum_{D_i(k) \in \Omega_k} M[x(k)/U_1^k, \overline{D_i(k)}] P[\overline{D_i(k)}/U_1^k]. \end{aligned} \quad (17)$$

З урахуванням конкретних відмов бортових систем або пошкоджень ПК, тобто конкретної реалізації послідовності $\overline{D_i(k)}$ вираз (17) набуде вигляду

$$\begin{aligned} \hat{x}(k/k) &= \sum_{i \in N^k} \hat{x}^{(i)}(k/k) P[\overline{D_i(k)}/U_1^k] = \\ &= \sum_{i_1=1}^{\sigma_1} \sum_{i_2=1}^{\sigma_2} \cdots \sum_{i_m=1}^{\sigma_m} \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) P(i_1, i_2, \dots, i_m/k), \quad i_j = \overline{1, \sigma}; \quad j = \overline{1, M}, \end{aligned} \quad (18)$$

де $\hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) = \hat{x}(k/S_1 = i_1, S_2 = i_2, \dots, S_m = i_m, U_1^k)$ – частинна оцінка вектора стану ПК для конкретної реалізації відмов (пошкоджень) у

каналах вимірювань; $P(i_1, i_2, \dots, i_m / k) = P[S_1 = i_1, S_2 = i_2, \dots, S_m = i_m / U_1^k]$ – апостеріорна ймовірність цієї реалізації.

Отже, щоб оцінити стан ПК і його системи, необхідно насамперед обчислити частинні оцінки стану кожного з каналів (крен, тангаж, канал керування тягою, канали керування висотою, швидкістю і напрямком польоту), а потім визначити апостеріорні ймовірності реалізації станів справності каналів вимірювань. З урахуванням припущення про гауссівський характер випадкових процесів частинні оцінки $\hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k)$ за фіксованих значень набудуть вигляду:

$$\begin{aligned} \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) &= A(k, k-1) \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k-1/k-1) + \\ &+ \sum_{j=1}^M K_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) H_j^T(k) [i_j^2 R_{jj}(k)]^{-1} [y_j(k) - \\ &- H_j(k) A(k, k-1) \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k-1/k-1)], \end{aligned} \quad (19)$$

де $K_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) = M\{[x(k) - \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k)] \cdot [x(k) - \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k)]^T\}$ – кореляційна матриця похибок, характер її обчислення залежить від застосовуваного методу екстраполяції.

Застосовуючи традиційні методи обчислення, $K_{(i_1, i_2, \dots, i_m)}(k/k)$ знаходимо з виразу

$$\begin{aligned} &K_{(i_1, i_2, \dots, i_m)}(k+1/k+1) = \\ &= K_{(i_1, i_2, \dots, i_m)}(k+1/k) \{E + \sum_{j=1}^M H_j^T(k+1) [i_j^2 R_{jj}(k+1)]^{-1} \times \\ &\times H_j(k+1) K_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k+1/k)\}^{-1}. \end{aligned} \quad (20)$$

Апостеріорні ймовірності конкретної реалізації станів каналів вимірювання в умовах можливих відмов і пошкоджень ПК $P_{(i_1, i_2, \dots, i_m)}(k/k)$ визначимо у рекурентній формі Байеса

$$P_{(i_1, i_2, \dots, i_m)}(k) = \frac{f[u(k) / S_1 = i_1, \dots, S_m = i_m, U_1^{k-1}] P_{(i_1, \dots, i_m)}(k-1)}{\sum_{i_1=1}^{\sigma_1} \dots \sum_{i_m=1}^{\sigma_m} f[u_k / S_1 = i_1, \dots, S_m = i_m, U_1^{k-1}] P_{(i_1, \dots, i_m)}(k-1)}. \quad (21)$$

Гауссівська умовна щільність ймовірностей $f[u(k)/\dots]$ у виразі (21) за відомих конкретних реалізацій випадкової матриці параметричних змінних $D_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k)$ набуває вигляду:

$$\begin{aligned} &f[u(k+1) / S_1 = i_1, S_2 = i_2, \dots, S_m = i_m, U_1^k] = N\{H(kH) A(k+1/k) \hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k); \\ &H(k+1) K_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k+1/k) H^T(k+1) + D_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k+1) R(k+1) D_{i_1, i_2, \dots, i_m}^T(k+1)\}. \end{aligned} \quad (22)$$

Початковими умовами синтезу є:

$$P_{(i_1, i_2, \dots, i_m / 0)} = \prod_{j=1}^M P_j^{i_j} q_j^{E-i_j}. \quad (23)$$

Кореляційну матрицю результуючих похибок оцінки стану ПК щодо розглянутої групи відмов/пошкоджень обчислено за такою залежністю:

$$\begin{aligned} K(k/k) &= M \{ [x(k) - \hat{x}(k/k)]^T [x(k) - \hat{x}(k/k) / U_1^k] \} = \\ &= \sum_{i_1=1}^{\sigma_1} \sum_{i_2=1}^{\sigma_2} \dots \sum_{i_m=1}^{\sigma_m} \{ K_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) + [\hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) - \\ &- \hat{x}(k/k)] [\hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k) - \hat{x}(k/k)]^T \} P_{(i_1, i_2, \dots, i_m / k)}. \end{aligned} \quad (24)$$

Алгоритм оцінювання стану зовнішніх обводів ПК, а також ПНК у разі раптових одиничних відмов можна подати таким чином:

1. Скласти відповідно до виразу (18) рівняння для оцінювання стану ПК стосовно конкретного поєднання відмов/пошкоджень.

2. Відповідно до рівняння (19) обчислити частинні оцінки $\hat{x}_{i_1, i_2, \dots, i_m}(k/k)$ стосовно конкретної комбінації справних каналів і каналів, що відмовили, з урахуванням виразу (20).

3. Розрахувати апостеріорні ймовірності відповідної комбінації станів каналів за виразами (21) – (23).

4. На підставі залежності (24) скласти вираз для кореляційної матриці похибок оцінок з урахуванням конкретної комбінації відмов.

5. Відповідно до отриманого у пункті 1 рівняння обчислити оцінки стану ПК.

У розділі також отримано алгоритми оцінювання стану ПК і його систем для випадків, коли відмови мають незалежну на кожному кроці випадкову та марковську послідовність. Синтезовано показники і характеристики достовірності прийняття рішень щодо діагностування аеродинамічного і технічного станів ПК.

У п'ятому розділі розроблено системні методи автоматизації процесів реконфігурації керування ПК в умовах виникнення ОС у польоті, а також структурні та функціональні схеми АСРК.

Під впливом зовнішніх і внутрішніх дестабілізуювальних факторів змінюється аеродинамічний стан ПК, а також характеристики його стійкості та керованості. Для збереження заданих параметрів руху і потрібних показників стійкості та керованості в умовах дії дестабілізуювальних факторів необхідно розв'язати фундаментальну задачу нечутливості реакції замкненої системи в просторі стану.

Лінеаризовану модель керованого польоту ПК у незбуреному стані опишемо такою номінальною моделлю в просторі станів:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_0x(t) + B_0U(t), \quad x(0) = x_0; \\ y(t) &= C_0x(t), \end{aligned} \quad (25)$$

де $x(t) \in R^n$ – n -вимірний вектор стану; $U(t) \in R^r$ – r -вимірний вектор керівних входів; $y(t) \in R^m$, $m < n$ – m -вимірний вектор вимірів; A_0, B_0, C_0 – матриці відповідних розмірів $n \times n$, $n \times r$ і $m \times n$.

Закони керування визначено у вигляді зворотного зв'язку за виходом $U(t) = KC_0x(t_0)$, де $K = \{K, \dots, K_m\}$ – матриця зворотного зв'язку за виходом.

Тоді номінальна замкнена модель ПК має вигляд:

$$\dot{x}(t) = (A_0 + B_0KC_0)x(t). \quad (26)$$

Динамічну реакцію замкненої системи (26) у будь-який момент часу $0 \leq t < t_k$ визначимо за виразом

$$x(t) = \exp\{(A_0 + B_0KC_0)t\}x(0). \quad (27)$$

Припустімо, що в реальному польоті в умовах зовнішніх, зокрема механічних, впливів і внутрішніх пошкоджень матриці моделі номінальної системи (26) A_0 , B_0 і C_0 зазнають варіації деяких або всіх своїх елементів через ΔA , ΔB і ΔC , тоді матриці моделі збуреної системи набудуть вигляду:

$$A = A_0 + \Delta A; \quad B = B_0 + \Delta B; \quad C = C_0 + \Delta C. \quad (28)$$

Структура зовнішніх і внутрішніх негативних впливів залежить від конкретної ОС і у загальному випадку має вигляд:

$$\begin{aligned} \Delta A &= \begin{bmatrix} S_{11}^1 \dots S_{1n}^1 \\ \vdots \\ S_{n1}^1 \dots S_{nn}^1 \end{bmatrix} \Delta_1 + \dots + \begin{bmatrix} S_{11}^v \dots S_{1n}^v \\ \vdots \\ S_{n1}^v \dots S_{nn}^v \end{bmatrix} \Delta_v; \\ \Delta B &= \begin{bmatrix} U_{11}^1 \dots U_{1r}^1 \\ \vdots \\ U_{n1}^1 \dots U_{nr}^1 \end{bmatrix} \Delta_1 + \dots + \begin{bmatrix} U_{11}^v \dots U_{1r}^v \\ \vdots \\ U_{n1}^v \dots U_{nr}^v \end{bmatrix} \Delta_v; \\ \Delta C &= \begin{bmatrix} y_{11}^1 \dots y_{1n}^1 \\ \vdots \\ y_{m1}^1 \dots y_{mn}^1 \end{bmatrix} \Delta_1 + \dots + \begin{bmatrix} y_{11}^v \dots y_{1n}^v \\ \vdots \\ y_{m1}^v \dots y_{mn}^v \end{bmatrix} \Delta_v, \end{aligned} \quad (29)$$

де $S_{ij}^\lambda, U_{ij}^\lambda, y_{ij}^\lambda \in R$ відомі для всіх i, j, λ , а Δ, \dots, Δ_v – невідомі і можуть мати різні, зокрема і катастрофічні, значення.

З аналізу виразу (27) випливає, що необхідною і достатньою умовою повної нечутливості реакції замкненої системи до негативних дій зовнішніх

і внутрішніх збурень, тобто до варіацій ΔA , ΔB і ΔC моделі в просторі станів (28), є співвідношення:

$$A_0 + \Delta A + (B_0 + \Delta B)K(C_0 + \Delta C) - A_0 - B_0KC_0 = \Delta A + \Delta BKC_0 + B_0K\Delta C + \Delta BK\Delta C = 0.$$

Шляхом зміни матриці K забезпечується призначення множині різних самоспряжених власних значень λ_i , $i = 1, \dots, n$.

Тоді динамічну реакцію системи (27) у будь-який момент часу $t \geq 0$ визначимо за залежністю

$$x(t) = \sum_{i=1}^n [\exp\{\lambda_i t\}] v_i w_i^T, \quad (30)$$

де $v_i = 1, \dots, n$ – лінійно незалежні власні вектори, що задовольняють рівність $(A_0 + B_0KC_0)v_i = \lambda_i v_i$; w_i^T , $j = 1, \dots, n$ – відповідні власні вектори виразу $[A_0 + B_0KC_0]^T$, що задовольняють умову $w_i^T [A_0 + B_0KC_0] = \lambda_j w_i^T$.

Праві і ліві власні вектори у виразі (30) у разі нормування задовольняють умову ортогональності, тобто

$$w_j^T v_i = v_i^T w_j = \delta_{ij}, \quad i, j = 1, \dots, n,$$

де δ_{ij} – дельта-функція Кронекера.

Запишемо умову повної нечутливості i -ї лівої власної моди замкненої системи $w_i^T \exp\{\lambda_i t\}$, $i = 1, \dots, n$ до збурень моделей ΔA , ΔB , ΔC :

$$\begin{bmatrix} w_i^T B_0 K \\ DC \end{bmatrix} \begin{bmatrix} DA & DB \\ DC & 0 \end{bmatrix} = 0. \quad (31)$$

Уводимо в умову (31) позначення:

$$DB = \begin{bmatrix} U_{11}^1 \cdots & U_{1r}^1 & U_{11}^v \cdots & U_{1r}^v \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ U_{n1}^1 \cdots & U_{nr}^1 & U_{n1}^v \cdots & U_{nr}^v \end{bmatrix};$$

$$DA = \begin{bmatrix} S_{11}^1 \cdots & S_{1n}^1 & S_{11}^v \cdots & S_{1n}^v \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ S_{n1}^1 \cdots & S_{nn}^1 & S_{n1}^v \cdots & S_{nn}^v \end{bmatrix};$$

$$DC = \begin{bmatrix} y_{11}^1 \cdots & y_{1n}^1 & y_{11}^v \cdots & y_{1n}^v \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ y_{m1}^1 \cdots & y_{mn}^1 & y_{m1}^v \cdots & y_{mn}^v \end{bmatrix}.$$

Ці позначення впливають із формули (29). Умовою повної нечутливості i -ї власної правої моди замкненої системи

$$v_i \exp\{\lambda_i t\}, i = 1, \dots, n$$

до збурень моделі ΔA , ΔB , ΔC буде

$$[\Delta A : \Delta B : \Delta C_0] v_i = 0. \quad (32)$$

Наведені умови (31) і (32) є необхідними і достатніми. Отже, для забезпечення повної нечутливості поточних параметрів польоту ПК до пошкоджень зовнішніх обводів та відмов його ПНК призначається необхідна множина власних значень $\lambda_1, \dots, \lambda_n$ замкнених контурів керування таким чином, щоб досягнути повної нечутливості відповідних лівих і правих власних мод замкненої системи.

Синтез оптимального керування для відновлення заданих характеристик керованості та стійкості в умовах виникнення ОС у польоті базується на інтегральному узагальненому показнику якості, мінімум якого утримує в малому околі необхідне положення ПК:

$$I = P[x(t_k), t_k] + \int_{t_0}^{t_k} Q(x, t) dt + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_k} u^T K^{-1} u dt \rightarrow \min,$$

де $P_{\text{зад}}$ – термінальна складова функціонала, що містить вимоги до руху об'єкта в кінцевий момент t_k , наприклад посадка літака; Q – підінтегральна функція якості перехідних процесів руху ПК; K – додатно визначена невідроджена матриця реконфігурації керування.

Зв'язок вектора стану та керування з узагальненим показником якості описано таким виразом:

$$\aleph(x, \frac{dV}{dx}, u, t) = Q + L + \frac{dV}{dx} F,$$

де $\aleph(x, \frac{dV}{dx}, u, t)$ – гамільтоніан; V – деяка диференційована функція,

визначена в X^n , $[t_0, t_k]$; $\frac{dV}{dx}$ – матриця-рядок, елементами якої є частинні похідні вектора стану $x(t)$.

Регулярність \aleph та існування розв'язку $V(x, t)$ рівняння Гамельтона-

Якобі $\frac{dV}{dt} + \aleph[x, \frac{dV}{dx}, u_{\text{опт}}(x, \frac{dV}{dx}, t), t] = 0$, який при $t = t_k$ набуває значення $V[(x(t_k), t_k)] = V_{\text{зад}}[(x(t_k), t_k)]$, забезпечує оптимальне керування

$u_{\text{опт}} = -K \frac{dV^T}{dx}$ за умови оптимальної оцінки стану ПК у польоті.

У цьому розділі для проведення математичного моделювання процесів виникнення і розвитку ОС у польоті, а також синтезу високоефективних АСРК та аналізу якості їх функціонування розроблено програмно-

технічний комплекс, що дозволяє задавати льотно-технічні характеристики ПК, етапи та режими польоту, систему вимірювань, дії екіпажу в контурі керування, формувати негативні впливи середовища, відмови приводів, двигунів та пошкодження зовнішніх обводів ПК.

Проведено математичне моделювання розвитку катастрофічної ситуації «Боїнг-747» з використанням програмно-технічного комплексу. Першопричиною авіакатастрофи став відрив двигуна від пілона, що призвело до значного пошкодження передньої кромки крила. Унаслідок цього різко погіршились аеродинамічні та льотно-технічні характеристики літака. Під дією дестабілізуючих сил і моментів через різницю тяги двигунів, а також порушення цілісності зовнішніх обводів літак перейшов у лівосторонній штопор. Деякі отримані результати моделювання показано на рис. 14.

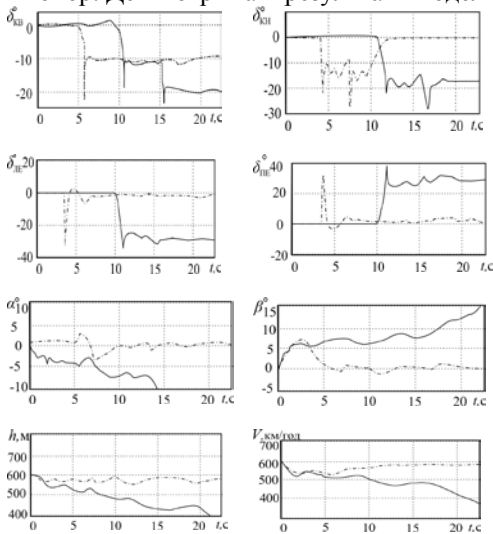


Рис. 14 Результати моделювання розвитку катастрофічної ситуації у польоті з реконфігурацією керування (---), і без реконфігурації (—), де: $\delta_{кв}$, $\delta_{кп}$, $\delta_{пс}$, $\delta_{лс}$ – положення керувальних органів, α , β , H , V – параметри польоту.

Порівняльний аналіз побудованих графіків зміни параметрів розвитку ОС у польоті показує, що автоматизація процесу реконфігурації дає змогу відновлювати керованість та стійкість ПК у польоті і тим самим запобігати авіаційній катастрофі.

У додатках наведено лістинг програми розрахунків залежностей безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів для різних типових пошкоджень зовнішніх обводів ПК, результати напівнатурних експериментів продувок профілю крила літака «Ан-148» з типовими пошкодженнями в аеродинамічній трубі, результати комп'ютерного моделювання та натурального експерименту

розподілу температурних полів між пошкодженими і непошкодженими ділянками зовнішніх обводів ПК, програмне забезпечення для програмно-технічного комплексу, результати моделювання розвитку типової ОС у розробленому програмному середовищі, а також акти впровадження.

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішено актуальну науково-прикладну проблему відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення ОС у польоті на основі теорії та системних методів автоматизації процесів реконфігурації керування ПК, а також методів і систем діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК у польоті. У виконаному дисертаційному дослідженні отримано такі основні наукові та прикладні результати:

1. Уперше розроблено концептуальні і теоретичні положення, а також методи автоматизації параметричної, структурної, об'єктної та цільової реконфігурації керування ПК, а також методи діагностування цілісності аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК, що забезпечують збереження заданого рівня безпеки польотів в умовах виникнення раптових ОС у польоті.

2. Синтезовано структурні та функціональні схеми АСРК ПК, які відрізняються від існуючих уведенням додаткових двох типів зворотних зв'язків для тактичного та стратегічного рівнів, що дозволило формувати необхідні керувальні впливи, спрямовані на запобігання розвитку аварійної ситуації та переходу її в катастрофічну.

3. Розроблено АСРК, яка реалізується за допомогою змінних структур ланцюгів зворотних зв'язків, що дозволяє вирішувати завдання оптимізації процесів стабілізації ПК на заданій траєкторії в умовах виникнення ОС у польоті.

4. Розроблено методику комплексування інформаційно-вимірювальних датчиків: лінійних прискорень та кутових швидкостей, тепловізійних камер; оптимізації місць розташування інформаційно-вимірювальних датчиків; зчитування і виділення корисної інформації про стан зовнішніх обводів ПК у польоті; побудови бази класів типових пошкоджень інтелектуального класифікатора, яка стала основою для створення автоматичної системи діагностування, що забезпечує своєчасну реєстрацію зміни аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК у польоті.

5. Розроблено теоретичні основи побудови функцій критичності, які враховують зміну аеродинамічних і льотно-технічних характеристик ПК, що дозволяє кількісно оцінювати і прогнозувати зміну поточного рівня безпеки польотів на окремих етапах і режимах руху ПК, а також у реальному масштабі часу оцінити обрану стратегію реконфігурації керування. Побудовано ймовірнісний метод, який дає змогу нормувати рівень безпеки поточного польоту ПК та чисельно оцінити перехідні ймовірності розвитку ОС.

6. Розроблено і затверджено методику проведення експериментальних досліджень фрагмента конструкції зовнішнього обводу ПК в аеродинамічній трубі НАУ. Отримано залежності впливу геометричних

параметрів типових пошкоджень на інтегральні аеродинамічні характеристики фрагмента крила літака «Ан-148». Результати експерименту показали, що пошкодження передньої кромки зовнішнього обводу ПК значно впливають на його аеродинамічні характеристики: зменшуються максимальний коефіцієнт піднімальної сили і критичний кут атаки; змінюється похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки; зростає коефіцієнт лобового опору на великих кутах атаки, а також змінюється залежність коефіцієнта моменту тангажа від кута атаки. Отримані залежності внесені у базу даних класифікатора автоматичної системи діагностування для фіксації моменту, місця та ступеня типових пошкоджень зовнішнього обводу ПК у польоті.

7. Уперше обгрунтовано та розроблено математичну модель агрегованої системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС» та її складових, що дало основу для створення програмно-технічного комплексу, який забезпечує синтез високоефективних системи автоматичного керування польотом перспективних ПК та дозволяє досліджувати ефективність їх функціонування.

8. Розроблено методику проведення напівнатурного експерименту, обгрунтовано модель профілю крила, склад приладів та засобів проведення експерименту. Досліджено вплив розміру, місця виникнення та типу пошкодження, а також кута атаки та швидкості набіглого потоку на температурний градієнт пошкодженої ділянки профілю крила літака «Ан-148».

9. Набула подальшого розвитку теорія багатофакторного оцінювання ризиків прийняття неправильних рішень в умовах раптового виникнення ОС за рахунок комплексної оцінки показників людини-оператора в контурі керування, яка характеризується безпомилковістю, готовністю, відновлюваністю і своєчасністю, а також динамічними та психофізіологічними характеристиками, що дає можливість визначати міру надійності функціонування екіпажу в системі «ЛА – екіпаж – АСРК – середовище – ОС».

10. Розроблено метод статистичного контролю стану вектора спостережуваних параметрів та виділення корисного сигналу, що дозволить ідентифікувати раптові пошкодження зовнішніх обводів ПК у польоті. А також розроблено алгоритм визначення «пошкоджений» та «непошкоджений» при діагностуванні аеродинамічного стану зовнішніх обводів ПК у польоті, який дає змогу оцінювати достовірність прийняття рішення про пошкодження зовнішніх обводів ПК у польоті.

11. Дістала подальшого розвитку теорія діагностування зовнішніх обводів ПК на базі інтелектуальних технологій, спрямованих на підвищення достовірності класифікації його аеродинамічного стану в процесі експлуатації, а також створення універсальних систем діагностування різнотипних ПК.

12. Розроблені в дисертаційній роботі конкурентоспроможні концепції, методики, методи, моделі та засоби використано на таких підприємствах, як ДК КиАЗ «Авіант», ДП «ДержККБ «Луч», ДАХК «Артем»; «ІнтерТЕК», ДП ХМЗ «ФЭД» (м. Харків); УМГ «Прикарпаттрансгаз» (м. Воловець), що підтверджується відповідними актами. Запропоновані методи і моделі, а також алгоритми та комп'ютерні програми, розроблені для їх реалізації, використовуються в навчальному процесі Національного авіаційного університету в дисциплінах, спрямованих на вивчення методів діагностування, контролю та керування складними динамічними багатовимірними об'єктами в умовах невизначеності.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати дисертації:

1. Шевчук Д.О. Застосування інтелектуальних технологій для збереження живучості системи «літак – екіпаж – регулятор – середовище – особлива ситуація» / Д.О. Шевчук, О.М. Тачинина, М.П. Кравчук // Вісник Центрального наукового центру Транспортної академії України. – 2008. – № 11. – С. 87-90.

2. Казак В.М. Діагностика основних елементів газотранспортної системи за фактичним технічним станом з використанням інтелектуальних технологій / В.М. Казак, Д.О. Шевчук., В.С. Гасиджак // Проблеми інформатизації та управління. – 2008. – №2(24). – С. 102-106.

3. Казак В.М. Оптимізація процесу виконання літаком посадки в умовах невизначеності з застосуванням методу лінійного програмування / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, М.П. Кравчук // Вісник Національного університету «Львівська політехніка». – 2008 – № 616. – С. 73-78.

4. Казак В.М. Бортова інтелектуальна система керування польотом в умовах особливої ситуації / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, О.Ю. Яковицька // Вісник Національного авіаційного університету. – 2008. – № 4 (37). – С. 48-52.

5. Шевчук Д.О. Використання бортової інтелектуальної експертної системи для вироблення рекомендацій екіпажу в умовах раптового виникнення особливої ситуації у польоті / Д.О. Шевчук, Т.В. Будзинська // Наукоємні технології. – 2009. – № 1. – С. 24-28.

6. Казак В.Н. Использование интеллектуальных технологий для диагностирования технического состояния внешнего обвода крыла самолета в полете / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, Лейва Каналес Максимо // Вісник Північного наукового центру Транспортної академії України. – 2009. – № 12. – С. 93-95.

7. Казак В.Н. Оптоволоконные интеллектуальные структуры для диагностирования целостности внешних обводов самолета / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, А.С. Ярцев, К.О. Лебедев // Проблемы інформатизації та управління. – 2009. – №4(28). – С. 77-80.

8. Шевчук Д.О. Методика виявлення стану зовнішнього обводу крила літака з використанням штучних нейронних мереж / Д.О. Шевчук // Проблемы інформатизації та управління. – 2009. – №3(27). – С. 155-158.

9. Kazak V.M. Fiber-optic intelligent structures for the technical conditions diagnosis of the airplane / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, M.L. Ostapchuk // Вісник Національного авіаційного університету. – 2009. – № 4(41). – С. 42-46.

10. Shevchuk D.O. Fiber-optic intelligence systems for diagnostics contraction integrity of aircrafts / D.O. Shevchuk // Вісник Національного авіаційного університету. – 2010. – № 1(42). – С.78-83.

11. Шевчук Д.О. Вплив пошкоджень передньої кромки крила на інтегральні аеродинамічні характеристики несучої поверхні / Д.О. Шевчук, О.Г. Щербанос, Р.В. Остафійчук // Вісник Національного авіаційного університету. – 2011. – №1(46). – С.101-106.

12. Казак В.М. Метод структурного синтезу регулятора для збереження керованості та стійкості літака в умовах нештатної ситуації у польоті / В.М. Казак, Д.О. Шевчук // Вісник Національного університету «Львівська політехніка». – 2011. – №710. – С. 280-287.

13. Казак В.М. Діагностування аеродинамічного стану літального апарата в процесі експлуатації / В.М. Казак, Д.О. Шевчук // Наукоємні технології. – 2011. – №4. – С. 34-38.

14. Казак В.М. Функціонал ефективності відновлення керованості та стійкості літального апарата в умовах виникнення особливої ситуації у польоті / В.М. Казак, Д.О. Шевчук // Наукоємні технології. – 2012. – №1(13). – С.92-95.

15. Казак В.М. Інтелектуальна система автоматичного діагностування та реконфігурації керування режимами роботи ГТД в особливих експлуатаційних ситуаціях / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, В.С. Гасиджак, М.П. Кравчук // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – №1. – С. 121-126.

16. Казак В.М. Інтелектуальна класифікація поточного технічного стану ГТД в особливих експлуатаційних ситуаціях / В.М. Казак, Г.П. Чорний, Д.О. Шевчук, В.С. Гасиджак, М.П. Кравчук // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – №2. – С. 15-19.

17. Шевчук Д.О. Концепция реконфигурации управления для восстановления управляемости и устойчивости самолета в отказных ситуациях / Д.О. Шевчук // Вісник Національного університету «Львівська політехніка». – 2012. – №744. – С. 204-208.

18. Vovk V.G. Assessment of dynamic characteristic of unstable object at constant regime / V.G. Vovk, D.O. Shevchuk, N.B. Macuk, M.S. Borisenko // Вісник Національного авіаційного університету. – 2012. – № 4(53). – P. 37-40.

19. Шевчук Д.О. Активная отказоустойчивая система для сохранения управляемости и устойчивости самолета в неблагоприятных условиях полета / Д.О. Шевчук, М.А. Васильев, С.В. Бугрик, Ю.Я. Смеречинский // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – №3 – 4. – С. 42-45.

20. Kazak V.M. Optimal choice within a fault tolerant flight control system / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, S.V. Bugryk, Y.Y. Smerechynskyu // Proceedings of NAU. – 2013. – №1(54). – P. 48-53.

Наукометрична база: Index Copernicus International, RSCI, EBSCO, Ulrich's, Google Scholar, WorldCat, DOAJ, BASE, DRJI, Academic Journals Database.

21. Shevchuk D.O. Design of fault tolerant control system for aircraft when actuators faults and structural damage occur / D.O. Shevchuk // Electronics and control systems. – 2013. – №2(36). – P. 63-67.

22. Kazak V.M. System's methods reversion controllability of the aircraft abnormal cases during flight / V.M. Kazak, A.V. Kazak, O.M. Tachinina, D.O. Shevchuk // BULETINUL AGIR, Romania. – 2013. – № 1 – P. 53-57.

23. Казак В.М. Шляхи підвищення безпеки виконання посадки повітряного корабля в умовах особливої ситуації / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, М.П. Кравчук, М.А. Васильев // Вісник Інженерної академії України. – 2013. – №3 – 4. – С. 22-27.

24. Shevchuk D.O. Optimization of decision-making in extra situation on landing / D.O. Shevchuk // Electronics and control systems. – 2013. – №3(37). – P. 103-106.

Наукометрична база: RSCI, EBSCO, Ulrich's, Google Scholar.

25. Shevchuk D.O. Automated identification system baseds on the changing of the temperature field of aircraft elements / D.O. Shevchuk // Electronics and control systems. – 2013. – №4(38). – P. 114-118.

Наукометрична база: RSCI, EBSCO, Ulrich's, Google Scholar.

26. Shevchuk D.O. Method of the aircraft control reconfiguration when unexpected situation appears during flight / D.O. Shevchuk // Proceedings of NAU. – 2013. – №2(59). – P. 44-50.

Наукометрична база: Index Copernicus International, RSCI, EBSCO, Ulrich's, Google Scholar, WorldCat, DOAJ, BASE, DRJI, Academic Journals Database.

27. Shevchuk D.O. The active fault tolerant control system for proceeding controllability and stability airplane under adverse flight conditions / D.O. Shevchuk // *Electronics and control systems*. – 2014. – №1(39). – P. 33-36.

Наукометрична база: RSCI, EBSCO, Ulrich's, Google Scholar.

28. Kazak V.M. Model of stabilization of helicopter in hover mode over a given point object under destabilizing action of weather condition / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, N.A. Tymoshenko // *Journal of Automation and Control, United States*. – 2014. – Vol. 2. – No. 3. – P. 86-90.

29. 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.

30. Казак В.Н. Диагностика состояния внешних обводов крыла самолета в полете с использованием ионно-меточной теории / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, И.С. Жарин, С.В. Бугрик, В.А. Казак // *Вісник Інженерної академії України*. – 2014. – № 1. – С. 42-45.

31. Kazak V.M. Aerodynamic state diagnosing method of aircraft with thermal field usage / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, A.E. Babenko, M.H. Levchenko // *Scientific Journal «ScienceRise»*. – 2014. – №4/2(4). – С. 81-89.

Наукометрична база: RSCI, Ulrich's, DOAJ, BASE, DRJI, GIF.

32. Kazak V.M. Reconfigurable flight control system / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, M.P. Kravchuk, M. H. Levchenko, O.M. Pavlenko // *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology, India*. – 2014. – Vol. 3. – Issue 11. – pp. 3999-4006.

33. Казак В.Н. Разработка структурной схемы системы управления самолетом в условиях возникновения аварийной ситуации / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, М.А. Васильев // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. – 2014. – 6/2 (72). – С. 61-66.

Наукометрична база: Index Copernicus, RSCI, WorldCat, Ulrich's, DOAJ.

34. Казак В.Н. Диагностика типовых отказов приводящих к возникновению особой ситуации в полете / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, М.А. Васильев // *Scientific Journal «ScienceRise»*. – 2014. – №5/2(5). – С. 90-94.

Наукометрична база: RSCI, Ulrich's, DOAJ, BASE, DRJI, GIF.

Опубліковані праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

35. Патент України на корисну модель: Система автоматичного діагностування аеродинамічного стану зовнішнього обводу літального апарату у польоті / Казак В.М., Шевчук Д.О., Бабенко А.Є., Остафійчук Р.В. – № 62925; заявл. 28.01.11; опубл. 26.09.2011; бюл. № 18. – С. 9.

36. Патент України на корисну модель: Спосіб підвищення безпеки виконання посадки літального апарату в умовах невизначеності / Казак В.М., Кравчук М.П., Шевчук Д.О., Мрачковська Е.О., Яковицька О.Ю., Новачук Л.В. – №70882; заявл. 21.12.2011; опубл. 25.06.2012; бюл. № 12. – С. 11.

37. Патент України на корисну модель: Спосіб оцінки якості функціонування бортового обладнання літальних апаратів / Казак В.М., Захарченко В.П., Шевчук Д.О. – №72018; заявл. 10.11.11; опубл. 10.08.2012; бюл. № 15. – С. 12.

38. Патент України на корисну модель: Конструкція датчика термопари «обшивка-заклепка» інформаційної системи діагностування пошкоджень зовнішніх обводів літального апарату у польоті / Казак В. М., Шевчук Д. О. Бабенко А. Є. – №78381; заявл. 14.09.12; опубл. 10.03.2013, Бюл. № 5 – С. 5.

Опубліковані праці апробаційного характеру:

39. Шевчук Д.О. Спектральные алгоритмы анализа многомерных динамических систем со случайными параметрами / Д.О. Шевчук, В.Г. Вовк // VIII Міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2007»: матеріали конференції, 25-27 квітня 2007. – К.: НАУ, 2007. – Т. 2. – С. 34.45-34.48.

40. Шевчук Д.О. Формирование «базы знаний» нечеткого регулятора методом когнитивного моделирования для выработки подсказок экипажу в условиях особой ситуации в полете / Д.О. Шевчук, Е.Н. Тачина, Т.В. Будзинская, В.Ю. Мищерякова // Міжнародна науково-практична конференція молодих вчених «Шевченківська весна»: матеріали конференції, 20-23 березня 2008. – К. : КНУШ, 2008. – С. 36-37.

41. Шевчук Д.О. Стабілізація літака малої авіації на траєкторії польоту в умовах невизначеності з використанням нейро-нечіткого регулятора / Д.О. Шевчук, Т.В. Будзинська // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2008)»: матеріали конференції, 19-23 травня 2008. – Євпаторія: ХНТУ, 2008. – Т. 3. – С. 135-139.

42. Шевчук Д.О. Использование бортовой интеллектуальной экспертной системы для выработки рекомендаций экипажу в условиях

возникновения особой ситуации в полете / Д.О. Шевчук, Т.В. Будзинская // Міжнародна наукова конференція студентів, аспіратів та молодих вчених «Політ – 2008»: тези, 2-3 квітня 2008. – К.: НАУ, 2008. – С. 27.

43. Shevchuk D.O. Created control rules "knowledge base" intellectual system for increasing plane controllability in typical damages condition on the flight / D.O. Shevchuk // III World Congress «Aviation in the XXI-st Century»: Conference Proceedings, 23-25 September 2008. – К. : NAU, 2008. – Т. I. – P. 33.33-33.36.

44. Казак В.Н. Розробка інтелектуальної системи діагностування зовнішнього обводу літака у польоті / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, Г.П. Чорний // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2009)»: матеріали конференції, 18-22 травня 2009. – Євпаторія: ХНТУ, 2009. – Т. 2. – С. 520-521.

45. Казак В.Н. Разработка алгоритма диагностирования аэродинамического состояния внешних обводов ЛА в полете / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, Лейва Каналес Максимо // IX Міжнародна науково-технічна конференція «AVIA-2009»: матеріали конференції, 21-23 вересня 2009. – К. : НАУ, 2009. – Т.2. – С. 16.51-16.54.

46. Казак В.Н. Інтелектуальна система підтримки прийняття рішень для управління запасами матеріальних ресурсів аеропорту / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, К.В. Палій, О.В. Савчук // Друга Міжнародна науково-практична конференція «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті (MINTT-2010)»: матеріали конференції, 25-27 травня, 2010. – Херсон: ХДМІ, 2010. – Т.1. – С. 47- 49.

47. Шевчук Д.О. Автоматическая система диагностирования целостности внешнего обвода самолета с использованием интеллектуальных технологий / Д.О. Шевчук, К.О. Лебедев, А.С. Ярцев // Міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів «Політ-2010»: тези, 7-9 квітня 2010. – К. : НАУ, 2010. – С. 360.

48. Kazak V.M. Intellectual decision support system in stocks resources management of airport / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, K.V. Paliy // IV World Congress «Aviation in the XXI-st Century»: Conference Proceedings, 24-26 September 2010. – К. : NAU, 2010. – Т.І. – P. 16.9-16.12.

49. Shevchuk D.O. Structural identification of the models of the multidimensional objects dynamics / D.O. Shevchuk, U.N. Bezkorovajnij, V.G. Vovk // IEEE I-st International Conference «Methods and Systems of Navigation and Motion Control»: Conference Proceedings, 13-16 October 2010, Kyiv, Ukraine. – P. 100-104.

50. Казак В.М. Розробка інформаційної моделі автоматизованої системи керування запасами матеріальних ресурсів на прикладі авіакомпанії «TNT» / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, К.В. Палій, О.В. Савчук // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2010)»: матеріали конференції, 17-21 травня 2010. – Євпаторія: ХНТУ, 2010. – Т. 2. – С. 73-76.

51. Казак В.М. Система автоматичного діагностування зовнішнього обводу літака у процесі його експлуатації / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, Р.В. Остафійчук // Наукова-технічна конференція «Проблемні питання розвитку озброєння та військової техніки» 16-17 грудня. – К. : ДНУОУ, 2010. – С. 93.

52. Шевчук Д.О. Вплив пошкоджень передньої кромки крила на інтегральні аеродинамічні характеристики / Д.О. Шевчук, Р.В. Остафійчук // Міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів «Політ-2011»: тези 6-7 квітня 2011. – К. : НАУ, 2011. – Т. 1. – С. 31.

53. Казак В.Н. Результаты математического моделирования выполнения посадки самолетом с использованием интеллектуальной системы в условиях неопределенности / В.Н. Казак, Н.П. Кравчук, Д.О. Шевчук, Р.В. Остафійчук // Третя Міжнародна науково-практична конференція «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті (MINTT-2011)»: матеріали конференції, 23-25 травня 2011. – Херсон: ХДМІ, 2011. – Т. 1. – С. 134-139.

54. Kazak V.M. Synthesis of reorganization laws aircraft control in abnormal situation in flight / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, R.V. Ostafiychuk // Четверта Міжнародна науково-практична конференція «Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси (ІРТК-2011)»: тези, 23-25 травня. – К. : НАУ, 2011. – С. 60-62.

55. Шепелев Ю.И. Методы моделирования и комплексирования систем управления и наведения подвижных объектов / Ю.И. Шепелев, Д.О. Шевчук, Мазур Т.А. // X Міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2011»: матеріали конференції, 19-21 квітня 2011. – К. : НАУ, 2011. – Т. 1. – С. 16.34-16.39.

56. Kazak V.M. Onboard intelligent system reconfiguration control action in abnormal situation in flight / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, R.V. Ostafiychuk // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2011)»: матеріали конференції, 16-20 травня 2011. – Євпаторія: ХНТУ, 2011. – Т.1. – С. 384-385.

57. Шевчук Д.О. Алгоритм функціонування аеропортових служб в збійних ситуаціях / Д.О. Шевчук, М.А. Васильєв // Міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів «Політ-2012»: тези, 4-5 квітня 2012. – К. : НАУ, 2012. – С. 468.

58. Казак В.М. Функціональна схема інформаційно-сенсорної системи підтримки прийняття рішень при збійних ситуаціях у аеропорті / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, М.А. Васильєв // Шоста міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми телекомунікації»: матеріали конференції, 24-27 квітня 2012. – К. : НТУУ «КПІ», 2012. – С. 245-247.

59. Вовк В.Г. Оцінювання застосування розподілених структур баз даних автоматизованої системи моніторингу аеропортів у збійній ситуації / В.Г. Вовк, Д.О. Шевчук, М.А. Васильєв // XIX Міжнародна конференція з автоматичного управління «Автоматика-2012»: матеріали конференції, 26-28 вересня 2012. – К.: НУХТ, 2012. – С. 166-167.

60. Казак В.М. Бортова інтелектуальна система реконфігурації керування літаком в умовах виникнення особливої ситуації у польоті / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, М.П. Кравчук, В.Г. Вовк // Четверта Міжнародна науково-практична конференція «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті (MINTT-2012)»: матеріали конференції, 29-31 травня 2012. – Херсон: ХДМІ, 2012. – Т. 1. – С. 169-171.

61. Казак В.Н. Концепція підвищення безпеки польета в особлих ситуаціях в польоті / В.Н. Казак, Е.Н. Тачинина, Д.О. Шевчук, Б.М. Проценко, М.В. Максименко // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2012)»: матеріали конференції, 27-31 травня 2012. – Євпаторія: ХНТУ, 2012. – С. 479-481.

62. Казак В.М. Концепція відновлення живучості літака в умовах особливої ситуації у польоті з використанням реконфігурації керування / Казак В.М., Шевчук Д.О., Васильєв М.А. // XI Міжнародна конференція «Контроль і управління в складних системах (КУСС-2012)»: тези, 9-11 жовтня 2012. – Вінниця: ВНТУ, 2012. – С. 181.

63. Shevchuk D.O. The concept of control reconfiguration to restore the airplane controllability and stability at failure situations / D.O. Shevchuk, E.M. Tachinina, Y.V. Tachinin // V World Congress «Aviation in the XXI-st Century»: Conference Proceedings, 24-26 September 2012. – К. : NAU, 2012. – Т. I. – P. 1.5.50-1.5.54.

64. Kazak V.M. Reconfigurable flight control system design for aircraft when unexpected problem occurs during flight / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk,

Y.N. Bezkorovainij, E.M. Tachinina // IEEE 2-nd International Conference «Methods and Systems of Navigation and Motion Control»: Conference Proceedings, 9-12 October 2012, Kyiv, Ukraine. – P. 112-115.

65. Казак В.М. Реконфігурація процесу термінального керування літальним апаратом в умовах виникнення особливої ситуації у польоті / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, В.Г. Вовк, М.А. Васильєв // XX Міжнародна конференція з автоматичного управління «Автоматика-2013»: тези, 25-27 вересня. – Миколаїв: НУК, 2013. – С. 238.

66. Kazak V.M. Intelligent active fault tolerant control system and flight safety / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, N.P. Kravchuk, M.A. Vasilyev // IEEE 7-th International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems (IDAACS'2013): Conference Proceedings, 12-14 September 2013, Berlin, Germany. – P. 912-917.

67. Шевчук Д.О. Порівняльний аналіз причин виникнення особливих ситуацій / Д.О. Шевчук, М.А. Васильєв // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2013)»: матеріали конференції, 20-24 травня 2013. – Євпаторія: ХНТУ, 2013. – С. 326-327.

68. Казак В.М. Концепція побудови інтелектуальної системи для забезпечення виконання безпечної посадки в умовах аварійної ситуації / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, М.П. Кравчук, М.А. Васильєв // Міжнародна науково-технічна конференція «Искусственный интеллект. Интеллектуальные системы (ИИ-2013)»: материалы конференции, 23-27 сентября 2013. – Донецьк: ІПШ «Наука і освіта», 2013. – С. 22-24.

69. Shevchuk D.O. Diagnostics of aircraft aerodynamics changes in emergency situation in flight / D.O. Shevchuk // IEEE 2-nd International Conference «Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Development»: Conference Proceedings, 15-17 October 2013, Kyiv, Ukraine. – P. 35-39.

70. Казак В.М. Критерій оцінки ефективності відновлення керованості літального апарата в умовах виникнення особливої ситуації у польоті / В.М. Казак, Д.О. Шевчук // Восьма міжнародна науково-технічна конференція «Проблеми телекомунікації»: матеріали конференції, 22-25 квітня 2014. – К.: НТУУ «КПІ», 2014. – С. 361-363.

71. Казак В.М. Математическая модель движения самолета в условиях возникновения особой ситуации в полете / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, М.А. Васильєв, М.Г. Левченко, А.Н. Павленко // Міжнародна наукова конференція «Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCI'2014)»: матеріали конференції, 28-31 травня 2014. – Євпаторія: ХНТУ, 2014. – С. 76-78.

72. Казак В.Н. Метод восстановления управляемости и устойчивости динамической системы в аварийной ситуации / В.Н. Казак, Д.О. Шевчук, М.Г. Левченко, А.Н. Павленко // I Міжнародна науково-практична конференція молодих учених, аспірантів і студентів «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології (АКІТ-2014)»: матеріали конференції, 16-17 квітня 2014 – К: НТУУ «КПІ», 2014. – С. 47-48.

73. Шевчук Д.О. Математическая модель сил и моментов самолета с учетом влияния особой ситуации в полете / Д.О. Шевчук, М.А. Васильев, А.Ю. Мищенко // Шоста Міжнародна науково-практична конференція «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті (MINTT-2014)»: матеріали конференції, 27-29 травня 2014. – Херсон: ХДМІ, 2014. – Т.1. – С. 169-171.

74. Shevchuk D.O. Automatic wing leading edge airplane aerodynamic diagnostics system in flight condition / D.O. Shevchuk, M.H. Levchenko, O.M. Pavlenko // VI World Congress «Aviation in the XXI-st Century»: Conference Proceedings, 24-26 September 2014. – К. : NAU, 2014. – V. 1. – P. 1.4.47-1.4.50.

75. Kazak V.M. Automation of aircraft control reconfiguration the in flight special situation / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, V.G. Vovk, M.H. Levchenko // IEEE 3-rd International Conference «Methods and Systems of Navigation and Motion Control»: Conference Proceedings, 9-12 October 2014, Kyiv, Ukraine. – P. 161-164.

АНОТАЦІЯ

Шевчук Д. О. Системні методи автоматизації процесів реконфігурації керування повітряними кораблями в особливих ситуаціях у польоті. – Рукопис.

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

Дисертаційну роботу присвячено питанням розроблення концептуальних положень і теоретичних основ відновлення керованості та стійкості ПК в умовах виникнення ОС у польоті на основі теорії та системних методів автоматизації процесів реконфігурації керування ПК, а також методів і систем діагностування їх аеродинамічного стану в польоті.

Розроблено концептуальні положення теорії відновлення керованості та стійкості ПК в умовах раптового виникнення ОС у польоті. Науково обґрунтовано автоматизацію процесів реконфігурації керування ПК, що

враховують системні методи параметричної, структурної, об'єктної та цільової реконфігурації керування ПК в умовах раптового виникнення ОС у польоті. Побудовано математичну модель системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС». Розроблено методи отримання діагностичної інформації про аеродинамічний стан зовнішніх обводів ПК у польоті. Визначено умови стійкості процесу керування системи «ПК – екіпаж – АСРК – середовище – ОС». Синтезовано структурні та функціональні схеми автоматичної системи діагностування аеродинамічного стану зовнішніх обводів та АСРК ПК у процесі його льотної експлуатації. Розроблено програмний комплекс для вирішення завдань синтезу та аналізу високоефективних автоматизованих систем реконфігурації керування ПК в ОС у польоті. Виконано експериментально-машинні дослідження розроблених методів автоматизації процесів реконфігурації керування ПК в ОС у польоті.

Ключові слова: безпека польотів, повітряний корабель, особлива ситуація, керованість та стійкість, пошкодження, реконфігурація керування, діагностика та контроль.

АННОТАЦІЯ

Шевчук Д. О. Системные методы автоматизации процессов реконфигурации управления летательными аппаратами в особых ситуациях в полете. – Рукопись.

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

Диссертационная работа посвящена вопросам разработки концептуальных положений и теоретических основ восстановления управляемости и устойчивости летательных аппаратов (ЛА) в условиях возникновения особых ситуаций (ОС) в полете на основе теории и системных методов автоматизации процессов реконфигурации управления ЛА, а также методов и систем диагностирования их аэродинамического состояния в полете.

Разработаны концептуальные положения теории восстановления управляемости и устойчивости ЛА в условиях внезапного возникновения ОС в полете. Научно обоснована автоматизация процессов реконфигурации управления ЛА, учитывающая системные методы параметрической, структурной, объектной и целевой реконфигурации управления ЛА в

условиях внезапного возникновения ОС в полете. Синтезирована математическая модель системы «ЛА – экипаж – автоматизированная система реконфигурации управления – среда – ОС». Разработаны методы получения диагностической информации об изменении аэродинамического состояния внешних обводов ЛА в полете. Определены условия устойчивости процесса управления системы «ЛА – экипаж – автоматизированная система реконфигурации управления – среда – ОС». Синтезированы структурные и функциональные схемы автоматической системы диагностирования аэродинамического состояния внешних обводов и автоматизированной системы реконфигурации управления ЛА в процессе его летной эксплуатации. Разработан программный комплекс для решения задач синтеза и анализа высокоэффективных автоматизированных систем реконфигурации управления ЛА в условиях ОС в полете. Выполнено экспериментально-машинные исследования разработанных методов автоматизации процессов реконфигурации управления ЛА в условиях ОС в полете.

Ключевые слова: безопасность полетов, летательный аппарат, особая ситуация, управляемость и устойчивость, повреждение, реконфигурация управления, диагностика и контроль.

ANNOTATION

Shevchuk D. O. System methods of automation of processes for flying vehicles reconfiguration control in abnormal case uprush during flight. – Manuscript.

Doctor of Engineering Science thesis with a degree in 05.13.07 – Automation of control processes – National Technical University of Ukraine «Kiev Polytechnic Institute», Kiev, 2015.

This thesis is dedicated to conceptual provisions and theoretical basis development for the flying vehicles controllability and stability recovery under abnormal case uprush during flight on the basis of theory and system concepts of processes automation for flying vehicles control reconfiguration, as well as methods and system for diagnosing of their aerodynamic condition during flight. Conceptual provisions theory for flying vehicles controllability and stability recovery under abnormal case uprush during flight were developed. Automation of processes for flying vehicles control reconfiguration taking into account the system methods of parametric-, structural-, object- and target of flying vehicles reconfiguration control under abnormal case uprush during flight was scientifically grounded. Mathematical model of the system «flying

vehicle – crew – automated system of reconfiguration control – environment – uprush» was developed. Methods for obtaining diagnostic information on changes of the aerodynamic condition of the flying vehicle external contours during flight were developed. Conditions for stability of control of the system «flying vehicle – crew – automated system of reconfiguration control – environment – uprush» were determined. Structural and functional schemes of automatic system for diagnosing of the aerodynamic condition of the flying vehicle external contours and automation system of the flying vehicle reconfiguration control during its flight operation were synthesized. Software package for solving the problems of synthesis and analysis of high efficient automation systems of the flying vehicle reconfiguration control under abnormal case uprush during flight was developed. Experimental and computer analysis of the developed methods of the flying vehicle reconfiguration control under abnormal case uprush during flight was performed.

Keywords: flight safety, flying vehicle, abnormal case, controllability and stability, damage, control reconfiguration, diagnostic and control.

Підп. до друку 16.02.15. Формат 60×84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 2,56. Обл.-вид. арк. 2,75.
Тираж 100 пр. Замовлення № 1-1.

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

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру серія ДК № 977 від 05.07.2002