

Національний авіаційний університет  
Міністерство освіти і науки України

**Просвірін Дмитро Андрійович**



УДК 629.735.33.015.077

**Підвищення якості автоматичного управління регіонального літака при заході  
на посадку в умовах збурень**

05.22.13 –навігація та управління рухом

**АВТОРЕФЕРАТ**  
дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Київ – 2021

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана Робота виконана на кафедрі аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету МОН України

**Науковий керівник:** доктор технічних наук, професор  
**ХАРЧЕНКО Володимир Петрович**  
Заслужений діяч науки і техніки України,  
лауреат Державної премії України  
в галузі науки і техніки,  
Національний авіаційний університет,  
директор ННЦ «Аерокосмічний центр» НАУ

**Офіційні опоненти:** доктор технічних наук, професор  
**ПИСАРЧУК Олексій Олександрович**  
лауреат державної премії в галузі науки і техніки  
Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут  
імені Ігоря Сікорського» (м. Київ),  
професор кафедри обчислювальної техніки;

доктор технічних наук, професор,  
**БАРАНОВ Георгій Леонідович**  
Національний транспортний університет, м. Київ,  
професор кафедри інформаційних систем і технологій;

Захист відбудеться «24» вересня 2021 р. о 13.00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.03 в Національному авіаційному університеті України за адресою: 03058 м. Київ, пр. Любомира Гузара, 1, корп. 1. ауд. 1.334.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету України за адресою: 03058 м. пр. Любомира Гузара, 1.

Автореферат розісланий «19» серпня 2021 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.03



Н. С. Кузьменко

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Обґрунтування вибору теми дослідження.** Керування літальним апаратом на етапі заходу на посадку є одним з найбільш складних та відповідальних елементів польоту. Саме тут, згідно зі світовою статистикою, трапляються більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею злітно-посадкової смуги (ЗПС) потребує високої точності управління кутовими та траєкторними параметрами польоту, а навантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями значно ускладнює ручне управління. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу. Особливо ця проблема стала гострою останнім часом, тому що істотно підвищилися вимоги до точності польоту літального апарата на заданій траєкторії у зв'язку з різким збільшенням насиченості повітряного простору.

Управління польотом літака пілот здійснює шляхом порівняння поточних значень параметрів з заданими значеннями обробки отриманої інформації та у відповідності до цього приймає рішення щодо переміщення органів систем штурвального керування. Невідповідність параметрів моделі дій пілота характеристикам літака на тому чи іншому режимі польоту, суттєво погіршує якість керування. Все це в цілому вимагає істотного поліпшення траєкторного керування й знаходження нових підходів до оптимізації алгоритмів керування польотом літального апарату. Істотним при цьому є необхідність застосування інформації, що забезпечує найбільшу імовірнісну оцінку стану літального апарату у просторі й виконання заданих вимог по витримуванию встановленої траєкторії польоту й критеріїв оптимальності по точності, економічності й безпеці польоту.

Проблемам оптимального управління польотом повітряних суден (ПС) в умовах збурень присвячені роботи В.П. Харченко, В.І. Чепіженко, С.В. Павлової, В.В. Павлова, В.О. Боднера, О.А. Красовського, , В.М. Букова та інших. Проектування систем автоматичного управління в цих умовах неприпустимо затягується, та не враховує введення адаптивного алгоритму в контур керування. Питаннями ефективного управління польотом ПС займалися В.М. Буков, А.В. Гребьонкін, П.Є. Данілін, Timothy W. McLain, Randal W. Beard, Steven M. La Valle та інші. Питанням застосування інформаційних технологій в процесі управління присвячені роботи В.М. Глушкова, В.І. Гриценка, В.В. Павлова, А.Г. Будковського та інших. Недоліком існуючих технологій і методів керування повітряних суден є недосконалість алгоритмів врахування впливу зовнішніх умов польоту на траєкторію руху, що забезпечують мінімальні паливні витрати. Аналіз наукових публікацій з теми дисертаційних досліджень показав практично повну відсутність робіт із методами та технологіями, які використовують дані для забезпечення підвищення ефективності використання енергетичних ресурсів ПС і мінімізації участі пілота при розв'язаннях найскладніших завдань в умовах збурень.

Таким чином, на сьогодні постає актуальне наукове завдання розроблення методів, моделі та технології управління повітряним судном, що застосовують спеціальні високоточні дані про об'єкт управління для витримування встановлення траєкторії польоту й критеріїв оптимальності по точності, якості, економічності й безпеці польоту.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Напрямок досліджень роботи повністю відповідає Розпорядженню КМУ від 10.05.2018 р. №429-р «Про схвалення Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2022 р.»; Закону України від 08.09.2011 р. №3715-VI «Про пріоритетні напрями інноваційної діяльності в Україні» та Постанові Президії Національної академії наук України від 30 січня 2019 р. №30 «Про основні наукові напрями та найважливіші проблеми фундаментальних досліджень у галузі природничих, технічних, суспільних і гуманітарних наук Національної академії наук України на 2019-2023 роки». Крім того, робота виконувалась відповідно до програми ДП «Антонов» зі створення регіональних турбореактивних літаків Ан-148 (наказ №404 від 18.07.2001) Ан-158 - наказ №292 від 20.02.2009, транспортного літака Ан-178 (наказ № 1967 від 27.08.2010 р. на проектування літака Ан-178) та виконана в рамках фундаментальних науково-дослідних робіт: шифр 987ДБ15 - тема «Методологія ситуативного колективного управління пілотованими і безпілотними літальними апаратами в єдиному повітряному просторі» (номер держреєстрації 0115U0024623) (автор був виконавцем роботи), шифр 310-ДБ20 тема «Структурно-параметричний синтез розроблення технології побудови геліоенергетичних стратосферних платформ з адаптивно-нейронним керуванням» (номер держреєстрації 0120U101989) (автор був виконавцем роботи).

**Мета і задачі дослідження.** Метою роботи є підвищення ефективності використання енергетичних ресурсів регіонального літака, шляхом створення системи автоматичного управління (САУ) при заході на посадку. Для досягнення зазначеної мети в роботі були поставлені і вирішені наступні завдання:

- 1) аналіз, уточнення та вдосконалення існуючих підходів і методів управління літальними апаратами;
- 2) розробка алгоритмів оптимального управління польотом регіонального літака при заході на посадку у локально обмежений простір ;
- 3) розробка моделі САУ польотом регіонального літака при заході на посадку (створення програмно-математичних комплексу управління, проведення напівнатурних випробувань для підбору коефіцієнтів законів управління для математичного моделювання поведінки та методів керування транспортним засобом в екстремальних умовах);
- 4) розробка технології управління польотом регіонального літака при заході на посадку на основі запропонованих методу управління і моделі САУ, що забезпечує ефективне літаководіння з мінімальною участю екіпажу.
- 5) впровадження та виробнича апробація результатів.

**Об'єкт дослідження** – процес автоматичного управління польотом літальних апаратів які знаходяться під дією збурень .

**Предмет дослідження** – методи та алгоритми розробки оптимальних законів управління регіонального літака.

**Методи дослідження:** методи експертного оцінювання, структурного системного аналізу, теорії автоматичного управління – для дослідження та розробки моделі і методу управління польотом ПС знаходиться під дією збурень; методи теорії алгоритмів, реалізації баз даних, методи напівнатурного моделювання – для підбору коефіцієнтів законів керування.

### **Наукова новизна отриманих результатів.**

*Вперше* створено адаптивну модель системи автоматичного управління польотом ПС при заході на посадку, що на відміну від існуючих відрізняється застосуванням високоточних льотно-технічних даних, що забезпечують розрахунок та виконання оптимального польоту за критеріями паливних витрат в умовах збурень.

*Вперше* створено новий метод адаптивного керування рухом регіонального літака при виконанні заходу на посадку, що на відміну від існуючих відрізняється застосування розробленої адаптивної моделі системи автоматичного управління польотом з можливістю подальшої її цифрової трансформації.

*Удосконалено та досліджено* метод розрахунку алгоритмів автоматичного управління польотом регіонального літака при заході на посадку, що забезпечує економію енергетичних ресурсів.

*Доопрацьована та дістала подальшого розвитку* інформаційна технологія управління польотом при заході на посадку, що дозволяє створювати вітчизняні цифрові системи автоматичного управління ПС, які відповідають перспективним вимоги Міжнародної організації цивільної авіації за критеріями економічності та безпеки польотів.

**Практична значимість отриманих результатів.** Розроблена автором інформаційна технологія управління польотом ПС при заході на посадку забезпечує підвищення ефективності використання енергетичних ресурсів ПС. Створена модель системи автоматичного управління польотом ПС, що забезпечує оптимальні витрати палива в умовах збурень. Розроблені алгоритми оптимального управління польотом ПС з мінімальними паливними витратами. В результаті розроблення інформаційної технології одержано один патент на корисну модель та три авторські свідоцтво на комп'ютерні програми.

Розроблена автором інформаційна технологія пройшла впровадження і виробничу апробацію на вітчизняних літаках державного підприємства «Антонов», у виробничих процесах компаній ХАРТРОН-АРКОС ЛТД, Esterel Technologies, науково-дослідних роботах, у навчальному процесі Національного авіаційного університету, кафедри аеронавігаційних систем та центрі підготовки льотного складу ДП «Антонов». Реалізація технології управління польотом ПС при заході на посадку заощаджує близька 50 % паливних витрат.

**Особистий внесок автора.** Всі наведені в дисертації результати, що мають наукову новизну, отримані особисто автором. Автор сформулював основну мету дослідження, виконав теоретичні, експериментальні і напівнатурні дослідження, впровадив результати своїх досліджень у виробництво та в учбовий процес. У роботах, виконаних у співавторстві, автору належать наступні результати: в [1] розроблено програму для моделювання та візуалізації польоту літака, для аналізу динаміки його руху на етапі заходу на посадку; в [7] розглянуто контур автоматичного управління, проведено його аналіз, виконано порівняння режимів заходу на посадку системи автоматичного управління до доробок алгоритмів і законів управління, а також після виконання даних доробок, виконано

доопрацювання алгоритмів і законів управління бокового каналу при заході на посадку; в [8] Представлено модельно-орієнтований підхід до процесу математичного моделювання законів системи автоматичного управління. Виконано аналіз аварійних ситуацій в залежності від етапу польоту. Розглянуто використання сучасної модельно-орієнтованої технології розробки законів системи автоматичного управління. Розроблено програму моделювання і візуалізації контуру літак-система автоматичного управління. Показано поліпшення точності витримування параметрів системи автоматичного керування. Розглянуто можливість практичного застосування розробленої програми в авіаційній галузі; в [9] розглянуто технологію розробки моделі просторового руху БПЛА; в [10-23] розроблено графічний інтерфейс програми дослідження системи автоматичного управління БПЛА; в [12] розглянуто принципи модельно-орієнтованого проектування систем автоматичного управління; в [20] розроблено алгоритми оптимального управління польотом ПС при заході на посадку ; в [22-24] розроблено програмно математичний комплекс для аналізу та візуалізації автоматичного управління БПЛА.

**Апробація результатів дисертації.** Результати досліджень доповідалися і обговорювалися на: науково-технічній конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (Київ, 2011 р.); науково-технічній конференції Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM (Київ, 2013 р.); Міжнародній науково-практичній конференції V Всесвітній конгрес «Авіація у XXI столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології» (Київ, 2012 р.); XII Міжнародній науково-практичній конференції молодих учених і студентів "Політ. (Київ, 2012 р.); V Міжнародній науково-практичній конференції «Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси» (Київ, 2012 р.); Науково-технічній конференції «Проблемні питання розвитку озброєння та військової техніки Збройних Сил України» (Київ, 2012 р.); Міжнародній науково-теоретична конференції «Антропологічні та соціокультурні виміри глобалізованого світу» (Київ, 2013 р.); XI Міжнародній науково-технічній конференції «AVIA-2013» (Київ, 2013 р.); Четвертій Міжнародній конференції Космічні технології: сьогодні і майбутнє (Київ, 2013 р.); VI Всесвітній конгрес «Авіація у XXI столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології» (Київ, 2014 р.); Науково-технічній конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (Київ, 2014 р.); Всеукраїнській науково-практичній конференції молодих учених і студентів «Проблеми навігації і управління рухом» (Київ, 2015 р.); IEEE 3rd International Conference “Actual problems of Unmanned aerial vehicles development” (Київ, 2015 р.); IEEE 4th International Conference “Actual problems of Unmanned aerial vehicles development” (Київ, 2017 р.).

**Публікації.** На тему дисертації опубліковано 25 робіт. У їх числі 8 наукових статей у періодичних наукових фахових виданнях, 13 тез доповідей на науково-технічних конференціях із яких тези двох конференцій включено до міжнародної наукометричної бази Scopus, 1 патент на корисну модель, 3 авторських свідоцтва.

**Структура і обсяг дисертації.** Дисертація складається зі вступу, 4 розділів, висновків, списку використаних джерел із 134 найменувань та 3 додатків. Повний обсяг дисертації становить 209 сторінок. Основний текст дисертації включає 153 сторінки тексту і містить 136 рисунків і 10 таблиць.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і завдання дослідження, визначено наукову новизну та практичне значення одержаних результатів, особистий внесок автора, наведено відомості про апробацію, публікації, структуру та обсяг роботи.

В першому розділі на основі комплексного аналізу наукових літературних джерел, світовому досвіді (див. рис.1) та експлуатації вітчизняних літаків іноземними

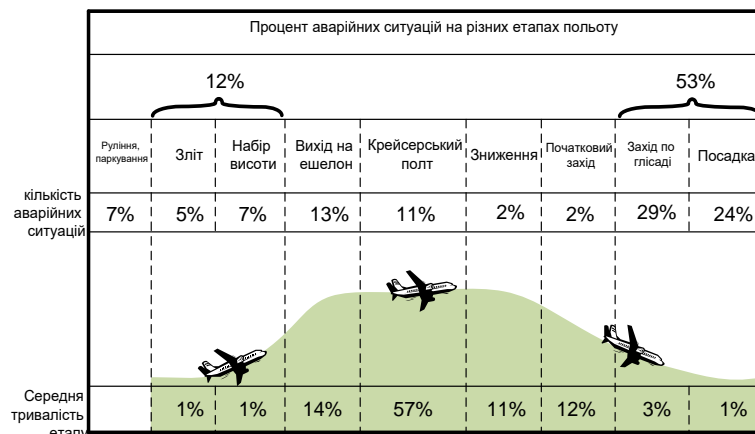


Рис.1. Звіт компанії Boeing по аналізу причин та обставин аварійних ситуацій у світі серед літаків цивільної авіації за 2010-2020

та місцевими авіакомпаніями (див рис.2.) окреслено проблему управління польотом регіонального літака при заході на посадку, розроблено вимоги до програми математичного моделювання контуру літак - система автоматичного управління, та щодо виконання заданих умов по витримуванню встановленої траєкторії польоту й критеріїв оптимальності по точності, якості, економічності й безпеці польоту. Створено пакет вихідних даних для моделювання. Керування літальним апаратом на етапі заходу на посадку є одним з найбільш складних та

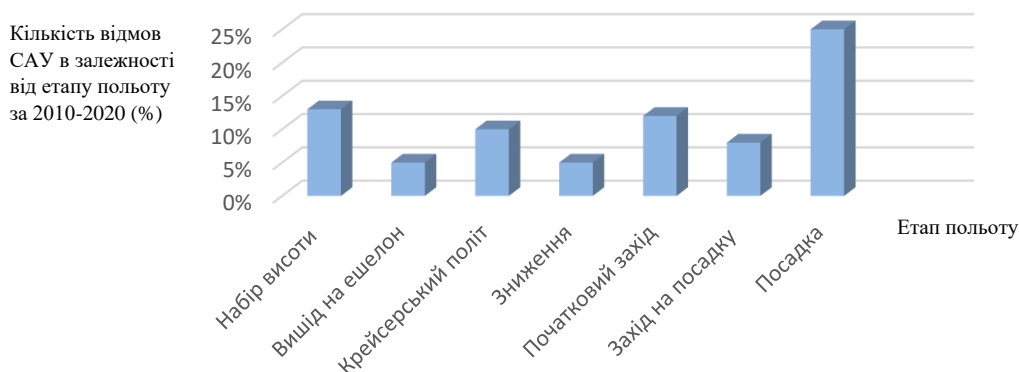


Рис.2. Звіт за результатами аналізу причин відмов САУ на різних етапах польоту за 2010-2020 за результатами експлуатації в наступних авіакомпаніях: АК "Росія", АК "Ангара", СЛЮ (спеціальний льотний загін), CUBANA de AVIACION, Air Koryo, ГАК "Україна".

відповідальних елементів польоту. Саме тут, згідно зі світовою статистикою, трапляються більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею злітно посадкової смуги (ЗПС) потребує високої точності управління кутовими та траєкторними параметрами польоту, а навантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями значно ускладнює ручне управління. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу. Особливо ця проблема стала гострою останнім часом, тому що істотно підвищилися вимоги до точності польоту літального апарата на заданій траєкторії у зв'язку з різким збільшенням насиченості повітряного простору.

Технологія проектування САУ літаків до теперішнього часу в основному склалася. Етапи, які включає в себе технологію проектування САУ, представлені на рис. 3.

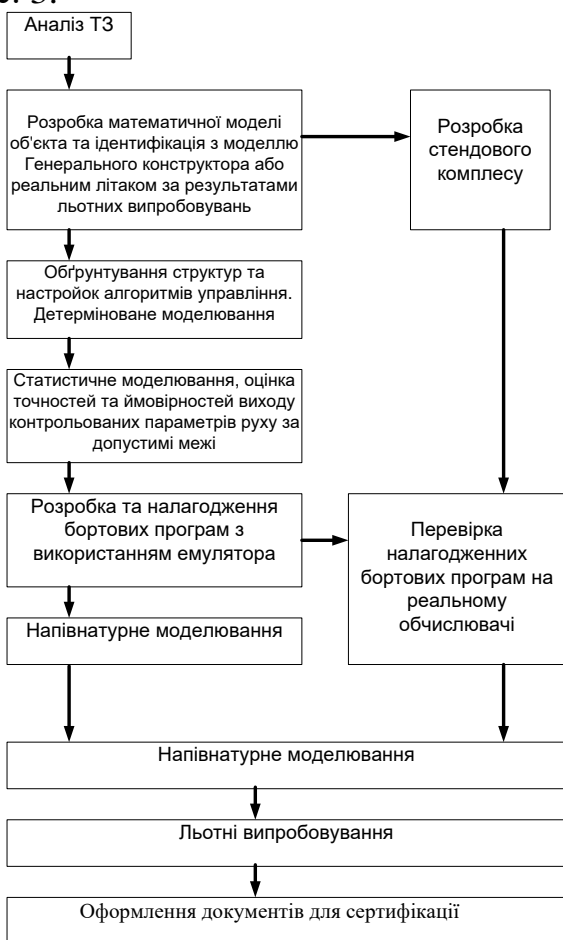


Рис.3. Етапи проектування САУ

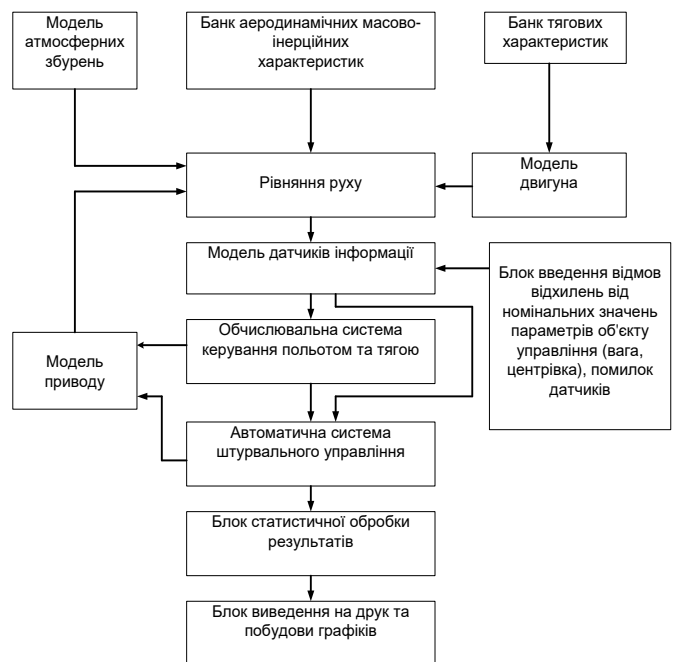


Рис.4. Структурна схема математичного забезпечення

В технології проектування виділено три великі розробки:

- створення математичного забезпечення для моделювання динаміки керованого руху літаків;
- розробка програмного забезпечення (бортових програм);
- проектування стендового комплексу для напівнатурного моделювання, на якому завершується етап розробки перед льотними випробуваннями.

Структурна схема математичного забезпечення представлена на рис. 4.



У другому розділі розроблено і досліджено математичну модель контуру автоматичного управління регіонального літака на етапі заходу на посадку

Рух літального апарату в просторі визначається з урахуванням поступального руху центру мас і обертального руху щодо центру мас. При записі диференціальних рівнянь руху в проекціях на осі нерухомої системи координат виникають труднощі проектування сил і моментів, які діють на літак, на осі нерухомої системи координат. До того ж сильно ускладнюється подальший аналіз таких рівнянь. Тому в динаміці польоту віддають перевагу рівнянням руху, які записані в рухомих системах координат.

Рівняння руху літака, як твердого тіла, можуть бути отримані із законів збереження кількості і моменту кількості руху, які у векторній формі мають вигляд:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}; \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M} \quad (1)$$

где  $\vec{V}$ - вектор повітряної швидкості;

$\vec{R}$ - вектор зовнішніх сил, діючих на літак;

$\vec{K}$ - вектор моменту кількості руху;

$\vec{M}$ - аеродинамічний момент;

$m$  - маса літака.

З векторного аналізу відомо, що похідна вектору  $\vec{A}$  в нерухомій системі координат -  $\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)$  може бути подана як сума похідної вектору в рухомій системі координат  $\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_P$  й векторного добутку кутової швидкості  $\vec{\Omega}$  обертання рухомої системи координат відносно нерухомої на вектор  $\vec{A}$ .

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_P + \vec{\Omega} \times \vec{A}. \quad (2)$$

У такому вигляді векторні рівняння (2.1) проектують на осі рухомих систем координат [3].

З урахуванням прийнятих допущень рух літака, як твердого тіла з шістьма степенями вільності, описується шістьма рівняннями Ейлера з додаванням до цих рівнянь сил й моментів кінематичних й геометричних відношень, а також рівнянь, що описують траєкторний рух центру мас літака. Додаткові рівняння дозволяють замкнути систему рівнянь, яка описує просторовий рух літака, у вигляді (3).

$$m\dot{V} = P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \theta ;$$

$$mV\dot{\theta} = P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \theta ;$$

$$-mV\dot{\psi} \cos \theta = P(\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a ;$$

$$J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y = M_x ;$$

$$J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y ;$$

$$J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x = M_z ;$$

$$\sin \alpha = [\sin \vartheta \cos \theta - \cos \vartheta \sin \theta \cos(\psi - \Psi)] \cos \gamma_a - \cos \vartheta \sin \gamma_a \sin(\psi - \Psi) ;$$

$$\sin \beta = [\cos \gamma \sin(\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \Psi)] \cos \theta - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma ;$$

$$\cos \gamma_a = (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \theta ;$$

$$\dot{\psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta ;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma) ;$$

$$\begin{aligned}
 \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
 \dot{Y}_g &= \dot{H} = V \sin \theta; \\
 \dot{X}_g &= V \cos \theta \cos \Psi; \\
 \dot{Z}_g &= -V \cos \theta \sin \Psi.
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

У системі рівнянь просторового руху літака перші три рівняння сил розкривають закон збереження кількості руху. Ці рівняння записані в траєкторній системі координат й визначають зміни швидкості польоту  $V$ , кута нахилу траєкторії  $\theta$  й шляхового кута  $\Psi$  під дією сили тяги  $P$ , сили тяжіння  $G$  й аеродинамічних сил: підйомної сили  $Y_a$ , сили лобового опору  $X_a$  й бічної сили  $Z_a$ . Кінематичні відношення доповнюють систему рівнянь до повної й описують зміну кутів крену  $\gamma$ , тангажу  $\vartheta$  й рискання  $\psi$ .

Розроблено математичну модель збурень. Серед всіх метеорологічних факторів найбільший вплив на динаміку польоту здійснює вітер. Середнє направлення вітру у вертикальній площині практично співпадає в заданій точці з горизонтальним направленням. Ці горизонтальні та постійні (з точки зору впливу на літак) швидкості руху повітря здійснюють суттєвий вплив на розв'язок навігаційних задач. Крім того сильний вітер робить неможливим зліт та посадку літака.

Політ в турбулентній атмосфері пов'язаний з виникненням перенавантажень, лінійних коливань центру мас та кутових коливань відносно центру мас ("бовтанка"). Лінійні та кутові коливання літака, що викликані польотом в "бовтанку", здійснюють суттєвий вплив на якісь роботи спецобладнання, яке встановлене на літаку. За походженням, характером та енергетичним процесам весь діапазон руху повітря в атмосфері можна розбити на три інтервали [2] (Рис.5):



Рис. 5. Інтервали діапазону руху повітря в атмосфері

Для інтервалу великомасштабних рухів повітря властиво характеристика вітру з постійною швидкістю. Інерційний інтервал турбулентного руху в атмосфері охоплює діапазон вихорів від декількох сотень метрів (або декількох кілометрів) до декількох сантиметрів і представляє найбільший інтерес в розумінні впливу на динаміку польоту літака. По мірі росту швидкостей польоту літаків все більше значення для динаміки польоту набувають пориви великої протяжності, що виходять за межі інерційного діапазону. Моделі атмосферної турбулентності зазвичай є стохастичними, тобто віддзеркалюють випадкові процеси та поля.

У третьому розділі отримано математичні формули для опису керованого руху літака у відповідній площині, розроблено модель, яка буде описувати означені вище еволюції повітряного судна. Моделювання здійснене за допомогою програмного

пакету MatLAB та SCADE, який дозволяє реалізувати поставлену задачу та побудувати усі необхідні залежності й характеристики у своєму середовищі.

Для знаходження та розрахунку початкових умов моделювання приступимо до створення моделі балансування, алгоритм формування моделі балансування описаний нижче [14] (Рис. 6).

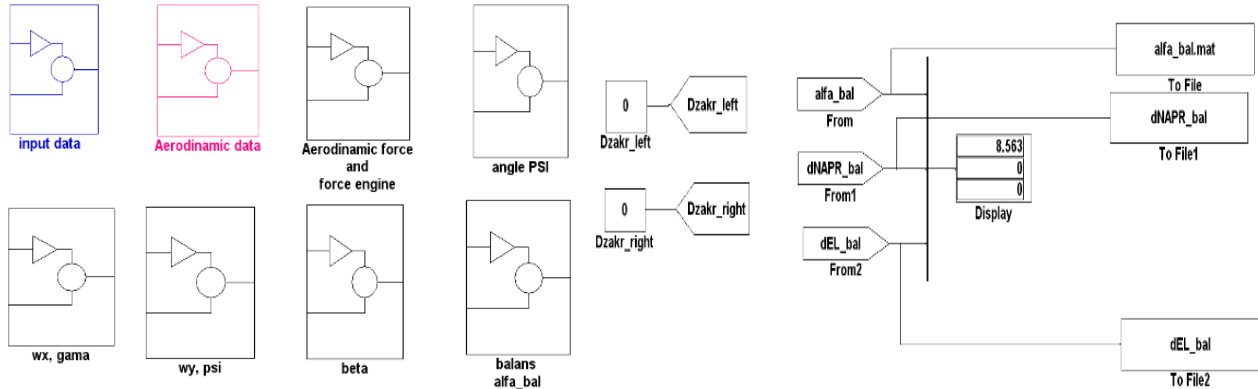


Рис.6. Представлення моделі балансування у Matlab.

Отримані закони керування зведемо до одного закону керування, який буде виконувати переключення з закону керування по шляховому куту  $\Psi$  на закон керування по  $\epsilon_k$ .

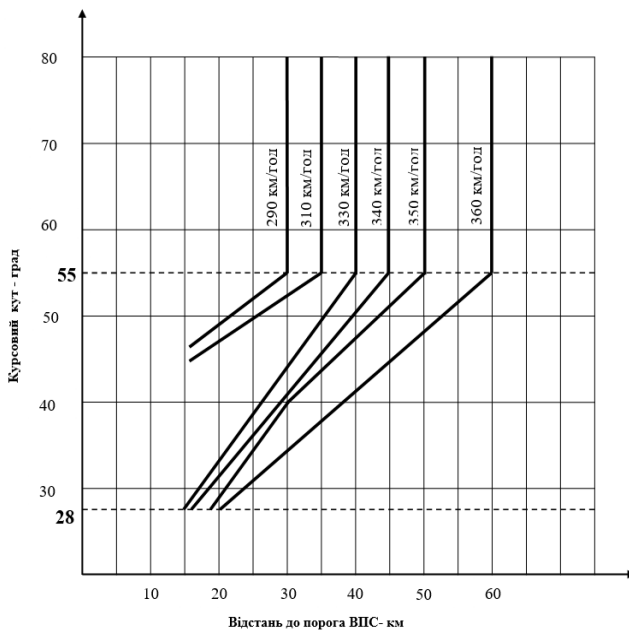


Рис.7. Залежність кута підходу до курсу ЗПС відносно відстані до порогу ВПС при перерегулюванні по  $\epsilon_k = 0.60$ . Вітер  $Wz=5$  м/сек.  $H_0=1000$  м,  $m=43700$  кг.

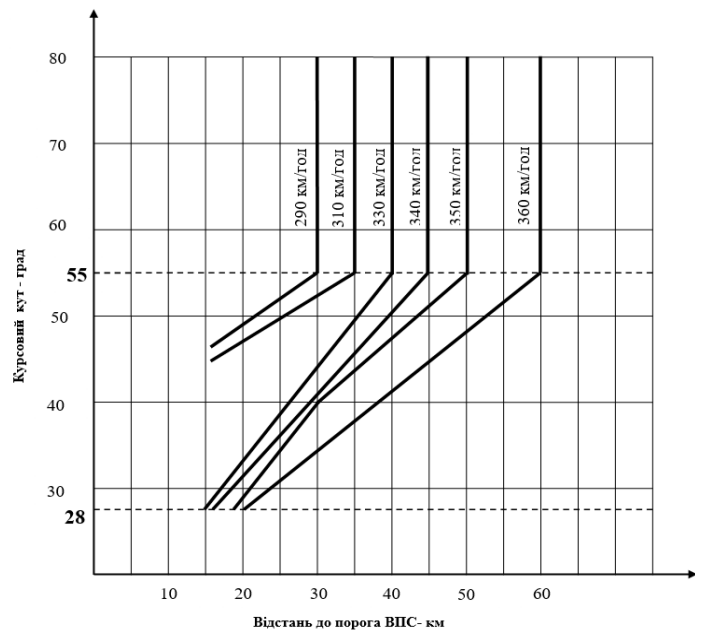


Рис.8. Залежність кута підходу до курсу ВПС відносно відстані до порогу ВПС при перерегулюванні по  $\epsilon_k = 0.60$ . Вітер  $WZ=10$  м/сек..  $H_0=600$  м,  $m=38000$  кг.

Результатами дослідження алгоритмів автоматичного керування ПС на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС наведено на рис.7-8 в залежності від відстані до ЗПС та куту підходу отримано відповідні прямі. Вплив вітру враховуємо. Дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС будемо проводити при описаних вище вихідних даних літака. У якості вимоги до якості кривизни траєкторії обираємо критерій  $I$

$$I = \int \Delta Z^2 dt \rightarrow \min \quad (4)$$

де  $Z(t)$  аперіодична функція з одним перерегулюванням:

$$|\Delta Z| \leq 100m$$

Тобто площа кривої між траєкторією заходу та віссю ЗПС повинна бути мінімальною, а значення бокового відхилення від рівносигнальної зони курсового радіомаяка не перевищувати значень КЛЕ.

В контур системи управління введено модуль «Адаптивне управління», призначений для коригування (зміни) розрахованого профілю ПС на основі поточних і прогнозованих параметрів польоту, а також для формування оптимальних керуючих сигналів, що дозволяють витримувати відкоригований профіль зниження і заходу на посадку. В розрахунок траєкторії польоту необхідно вводити адаптивний алгоритм, що дозволяє коригувати на підставі поточних характеристик польоту розрахункові (див. рис. 9). Для розрахунку необхідно задати такі початкові умови:  $H_n$  – початкова висота польоту;  $H_k$  – кінцева висота;  $\Delta H$  – крок інтегрування по висоті;  $\varepsilon_\eta$  – значення допустимого відхилення поточного повного градієнта зміни висоти від прогнозованого;  $\varepsilon_U$  – значення допустимого відхилення поточних параметрів вітру від прогнозованих;  $\varepsilon_{\Delta CA}$  – значення допустимого відхилення поточної температури повітря від прогнозованої. Для етапу заходу на посадку APPROACH з урахуванням

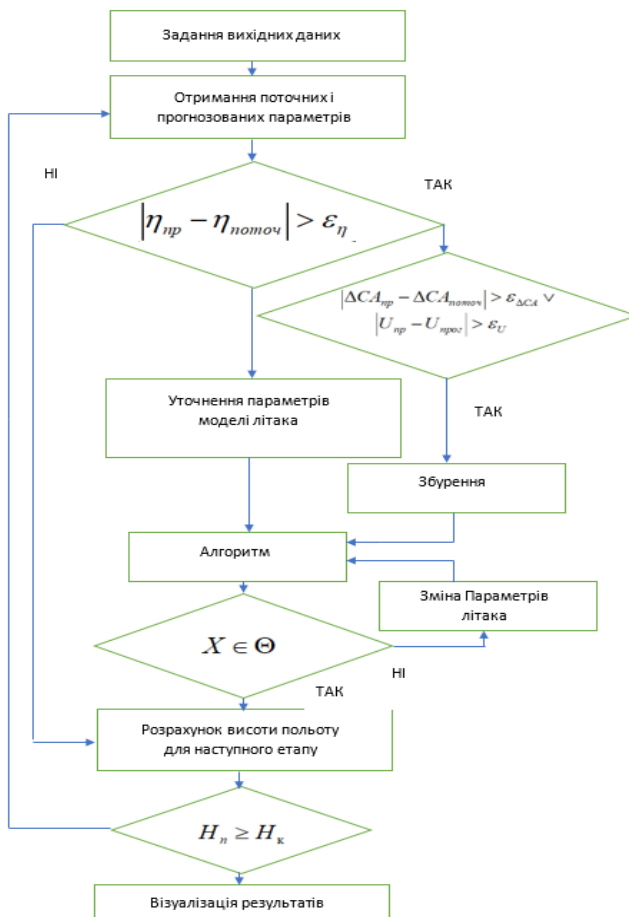


Рис. 9. Алгоритм роботи моделі Адаптивне управління

перспективних вимог з виконання польотів в режимі постійного зниження і вимог щодо оптимізації прибутків.

В сучасних системах управління відсутні бази даних льотно-технічних характеристик які б дозволяли виконувати адаптивне управління польотом ПС.

Збір даних ведеться на конкретному типі літака. Створення бази даних починається зі збирання даних результатів аеродинамічних розрахунків, продувок у аеродинамічній трубі та випробувань. Підготовка даних означає створення електронних баз даних на основі зібраних матеріалів. Представлена інформаційна технологія формує окремі підмножини даних, що представляють собою бази даних.

Така база даних представляє собою файл або набір файлів, які можуть зберігатися на носіях або на серверах. Розроблена математична модель система

автоматичного управління містить цифрову базу даних з льотно-технічними характеристиками ПС

Адаптивний алгоритм, запропонований в даній роботі, дозволяє на підставі поточних значень параметрів польоту (вертикальної швидкості або кута нахилу траєкторії в залежності від точності системи повітряних сигналів і інерційної системи відповідно) коригувати розрахункову (прогнозовану) траєкторію оптимального зниження при заході на посадку після прольоту межі початку зниження протягом усього етапу. Критеріями оптимальності для управління ПС на цьому етапі є мінімум витрат палива. Розроблено метод оптимального керування польотом ПС при заході на посадку з мінімальними паливними витратами. Розроблений метод забезпечує безперервне зниження літака з використанням мінімальної тяги двигунів і в конфігурації найменшого лобового опору. Середня економія авіапалива при заході на посадку обчислюється за формулою:

$$q_{e.з} = \frac{\sum_{j=1}^k G_j}{N}, \quad (5)$$

де  $G_j$  – вага зекономленого палива в процесі зниження в  $j$ -му польоті;

$N$  – загальні кількість випробувальних польотів етапу заходу на посадку.

Застосування запропонованої інформаційної технології дозволяє зменшити перегулювання та відхилення від траєкторії польоту на етапі заходу на посадку за допомогою застосування існуючої процедури зниження згідно КЛЕ (перша колонка майже 300 кг палива) і розробленої технології управління (друга колонка майже 150 кг палива). Для польотів виконаних в обсязі методики випробувань, отримуємо наступну формулу при розрахунку середньої економії палива

$$q_e = \frac{\sum_{i=1}^m G_i}{M} + \frac{\sum_{l=1}^n G_l}{L} + \frac{\sum_{j=1}^k G_j}{N}. \quad (6)$$

Тоді в процентному вираженні для одного польоту економія палива складає

$$q = \frac{q_e}{G_{нал}} 100\%, \quad (7)$$

де  $G_{нал}$  – середня вага палива, що витрачено на політ при використанні розробленої технології.

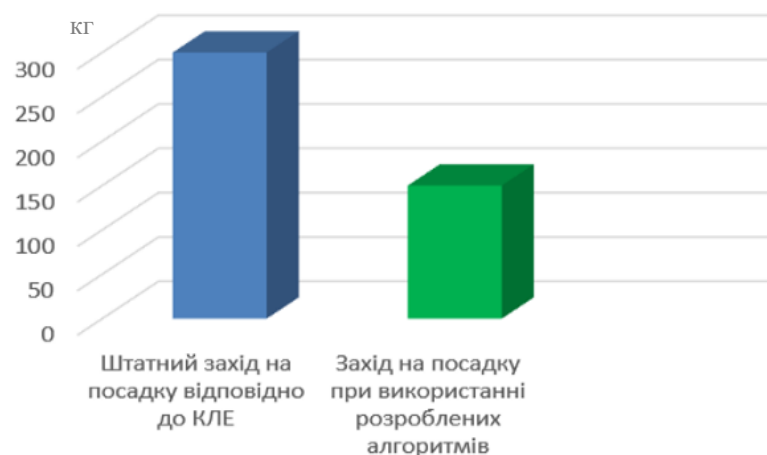


Рис. 10. Співвідношення витрат палива при виконанні польотів за процедурою КЛЕ (колонка синього кольору) і при польоті з використанням розробленої технології (колонка оранжевого кольору) для етапу зниження.

**В четвертому розділі** виконано аналіз та постановку завдання автоматичного управління бічним рухом регіонального літака типу Ан-158

Автоматичне управління бічним рухом реалізується через канал руля направлення і елеронів. Канал руля направлення забезпечує демпфування короткоперіодичних коливань навколо нормальної осі і усунення кута ковзання. Цілеспрямоване управління креном і курсом забезпечується роботою елеронів в режимі координованого розвороту. Відпрацювання заданого кута крену і курсу забезпечується одночасною роботою руля направлення і елеронів.

Розробка законів автоматичного управління бічним рухом ґрунтується на принципі декомпозиції (розділенні) каналів руля направлення і елеронів. З цією метою початковий об'єкт управління бічного руху розділяється на два субоб'єкти, що реалізують режим плоского розвороту і координованого розвороту. На рис.11-12 представлений короткий аналіз стійкості бічного руху. Він показує, що літак володіє шляховою і поперечною стійкістю із слабким декрементом загасання.

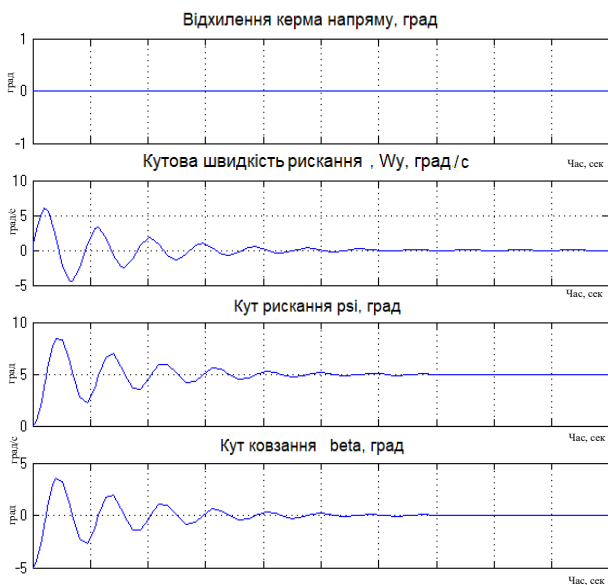


Рис.11. Реакція на ступінчатий порив вітру  
 $\Psi_{\text{weter}}=5\text{град}$  при  $V_{\text{пр}}=430\text{ км/год}$ ;  
 $H=11600\text{м}$ ;  $m=36000\text{кг}$ ;  $\alpha_{\text{fao}}=5\text{град}$

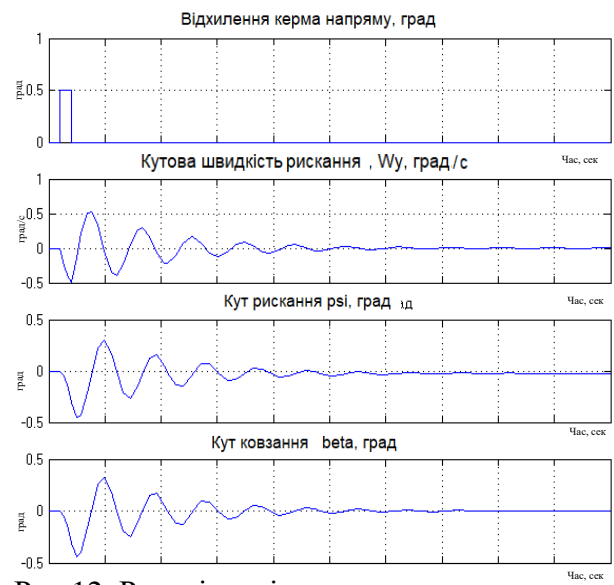


Рис.12. Реакція на імпульс руля направлення

Аналіз закону автоматичного управління в каналі руля направлення

Закон управління має вид:

$$\delta_n = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y p}}{T_{\omega_y p} + 1} \omega_y(p) - K_{\tilde{n}_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z p} + 1} n_z(p) \quad (8)$$

Аналіз розробленого закону управління представлено на рис. 18 – 21.

В результаті досліджень отримані наступні параметри закону управління :

$$K_{\omega_y} = 1,5; \quad T_{\omega_y} = 3 \text{ с}; \quad K_{\tilde{n}_z} = 11,5; \quad T_{n_z} = 20 \text{ с}.$$

Виконано аналіз законів автоматичного управління в каналі елеронів та аналіз закону автоматичного управління в режимі стабілізації крену

Режим стабілізації крену вмикається при поточному значенні кута крену  $|\gamma| > 2\text{град}$ .

Закон управління має вид:

$$\delta_e = K_{\dot{\gamma}} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{\text{обм}}^{\Delta \gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{\text{обм}}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + K_{\ddot{\gamma}} \frac{1}{p} F_{\text{обм}}^{\Delta \gamma} (\gamma(p) - F_{\text{обм}}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) \quad (9)$$

Результатом аналізу є наступні параметри закону управління:

$$K_{\dot{\gamma}} = 1,055; \quad K_{\gamma} = 1,295; \quad K_{\ddot{\gamma}} = 0,043.$$

$F_{обм}^{\Delta\gamma}$  - функція обмеження сигналу управління з діапазоном  $\pm 5^\circ$ :

Аналіз закону автоматичного управління в режимі стабілізації курсу

Режим стабілізації курсу вмикається при поточному значенні кута крену  $|\gamma| \leq 2$ град.

Закон управління має вид:

$$\delta_e = K_{\dot{\gamma}} p \gamma(p) + F_{обм}^{\Delta\gamma} \{ K_{\gamma} \gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \cdot K_{\psi} (\psi(p) - \psi_3(p)) - F_{обм}^{\gamma_3} \frac{1}{p} K_{\ddot{\psi}} (\psi(p) - \psi_3(p)) \} \quad (10)$$

На рис. 13 – 14 представлено аналіз розробленого закону управління.

Результатом досліджень є наступні параметри закону управління:

$$K_{\dot{\gamma}} = 1,055; \quad K_{\gamma} = 1,295; \quad K_{\psi} = 4,55; \quad K_{\ddot{\psi}} = 0,02.$$

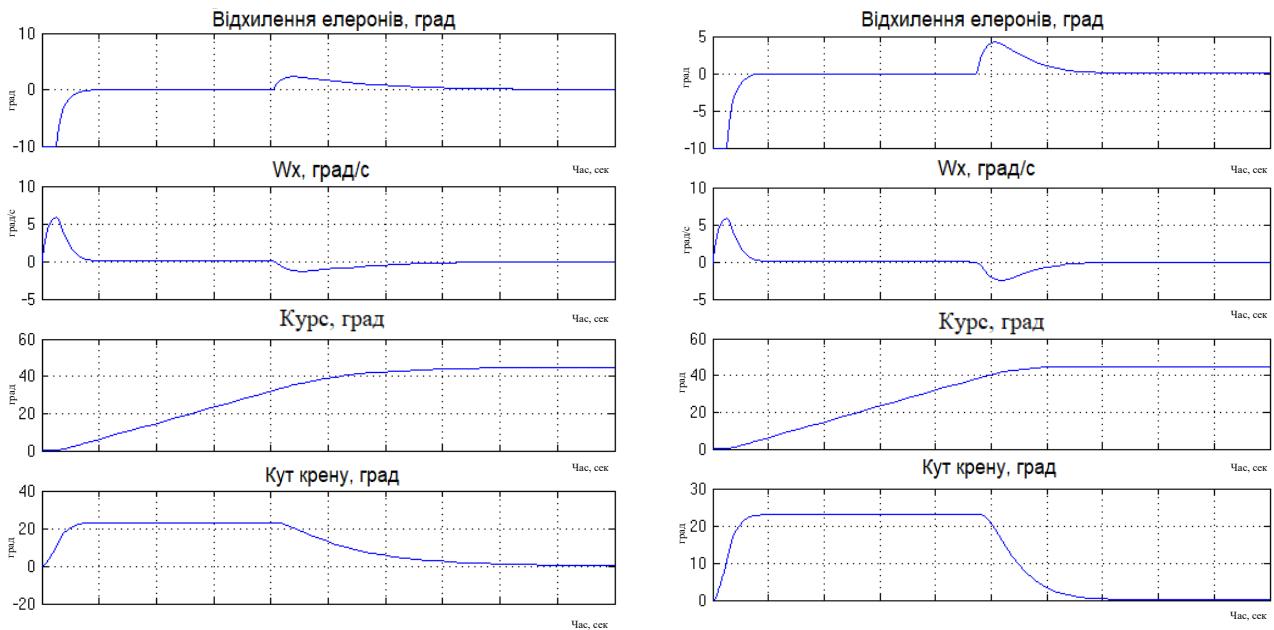


Рис. 13. Відпрацювання  $\Psi$  зад =45град при  $K_{wx}=1.055$ ,  $K_{\gamma}=1.295$ ,  $K_{\Psi}=2.35$  при  $H=11600m$ ,  $V_{пр}=430km/год$

Рис. 14. Відпрацювання  $\Psi$  зад =45град при  $K_{wx}=1.055$ ,  $K_{\gamma}=1.295$ ,  $K_{\Psi}=4.55$  при  $H=11600m$ ,  $V_{пр}=430km/год$

Дослідження законів управління в режимі «Захід на посадку»

Закон управління в каналі керма напрямку має вид:

$$\delta_n = F_{обм}^{\delta_n} \left\{ K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y p}}{T_{\omega_y p} + 1} \omega_y(p) - K_{\ddot{n}_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z p} + 1} n_z(p) \right\}, \quad (11)$$

де  $F_{обм}^{\delta_n}$  - функція обмеження відхилення руля направлення, дорівнює  $\pm 7^\circ$ ;  
 $K_{\omega_y} = 1,5$ ;  $T_{\omega_y} = 3$  с;  $K_{\ddot{n}_z} = 11,5$ ;  $T_{n_z} = 20$  с.

Закон управління в каналі елеронів має вид:

$$\delta_e = F_{обм}^{\delta_e} \left\{ K_{\dot{\gamma}} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{обм}^{\Delta\gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + F_{обм}^{\ddot{\psi}} \left[ K_{\ddot{\psi}} \frac{1}{p} F_{обм}^{\Delta\gamma} (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) \right] \right\}, \quad (12)$$

де  $K_{\dot{\gamma}} = 1,055$ ;  $K_{\gamma} = 1,295$ ;  $K_{\ddot{\psi}} = 0,043$ ;  $F_{обм}^{\delta_e} = \pm 15$ град;

$F_{обм}^{\delta_e}$  - функція обмеження відхилення елеронів, дорівнює  $\pm 15^\circ$  ;

$F_{обм}^{\Delta\dot{\gamma}}$  - функція обмеження кутової швидкості крену (управляючого сигналу) має з діапазоном  $\pm 6^\circ$

$F_{обм}^{\gamma_3}$  - функція обмеження заданого кута крену з діапазоном  $\pm 30^\circ$ ;

$F_{обм}^{\Delta\tilde{\gamma}}$  - функція обмеження інтеграла заданого відхилення по крену (управляючого сигналу), дорівнює  $\pm 10$  градус;

В результаті попередніх досліджень отримані наступні значення передаточних чисел:

$$K_{EK} = 4,5; K_{EK} = 180; K_{\psi} = 5,32; T_{\psi} = 1c; T_{EK} = 0,75$$

$$K_{\psi} = 0,2; K_Z = 0,1; K_{\dot{Z}} = 0,36; T_{\dot{Z}} = 0,4.$$

В результаті аналізу досліджень, наведених нижче, рекомендується зменшити передаточне число по боковій координаті до величини  $K_Z = 0,06$  ( $K_{Zпрозрах} = 0,1$ ).

Введення в закон управління оцінки по боковій координаті покращують якість управління при вітровому збуренні (див. Рис 15), тобто, наявність даної оцінки обов'язкова. З аналізу впливу  $K_{\tilde{\gamma}}$  на якість управління при найгіршій сукупності збурень  $Z_0 = -20$ м,  $W_Z = -15$ м/с,  $F_{mx} = -1,5^\circ$ /с,  $F_{my} = 1^\circ$ /с впливає доцільність збільшення  $K_{\tilde{\gamma}}$  до величини  $K_{\tilde{\gamma}} = 0,2$  (попереднє значення 0,043). Крім того, в інтегральній складовій закону керування внесено функцію обмеження управляючого сигналу  $F_{обм}^{\Delta\tilde{\gamma}}$ . Підсумком аналізу є наступні закони керування.

В каналі керма напряму закон керування має вид:

$$\delta_n = F_{обм}^{\delta_n} \left\{ K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y p}}{T_{\omega_y p} + 1} \omega_y(p) - K_{\tilde{n}_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z p} + 1} n_z(p) \right\}, \quad (13)$$

В каналі елеронів закон керування має вид:

$$\delta_e = F_{обм}^{\delta_e} \left\{ K_{\dot{\gamma}} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{обм}^{\Delta\gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + F_{обм}^{\tilde{\gamma}} \left[ K_{\tilde{\gamma}} \frac{1}{p} F_{обм}^{\Delta\gamma} (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) \right] \right\}, \quad (14)$$

Де параметри законів керування мають вид:

каналі елеронів передаточні числа

$$K_{\dot{\gamma}} = 1,055; K_{\gamma} = 1,295; K_{\tilde{\gamma}} = 0,2; K_{EK} = 4,5; K_{EK} = 180; T_{EK} = 0,75;$$

$$K_{\psi} = 5,32; T_{\psi} = 1c; K_Z = 0,06; K_{\dot{Z}} = 0,36; T_{\dot{Z}} = 0,4;$$

$F_{обм}^{\delta_e}$  - функція обмеження управління, дорівнює  $\pm 15^\circ$ ;

$F_{обм}^{\Delta\dot{\gamma}}$  - функція обмеження кутової швидкості крену, (управляючого сигналу) має вид

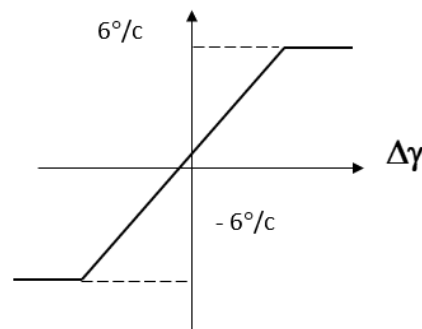


Рис. 15. Функція обмеження сигналу управління

$F_{обм}^{\gamma_3}$  - функція обмеження заданого кута крену, дорівнює  $\pm 30^\circ$ ;



$F_{обм}^{\Delta\tilde{y}}$  - функція обмеження інтегралу заданого відхилення по крену, дорівнює  $\pm 10$  град;

$F_{обм}^{EK}$  - функція обмеження управляючого сигналу Ек, дорівнює  $\pm 2.4$  град;

$F_{обм}^{\Psi}$  - функція обмеження відхилення шляхового кута, дорівнює  $\pm 18$  град.  
в каналі руля направлення

$F_{обм}^{\delta n}$  - функція обмеження відхилення руля направлення, дорівнює  $\pm 7^\circ$ ;

$K_{\omega_y} = 1,5$ ;  $T_{\omega_y} = 3$  с;  $K_{\tilde{n}_z} = 11,5$ ;  $T_{n_z} = 20$  с.

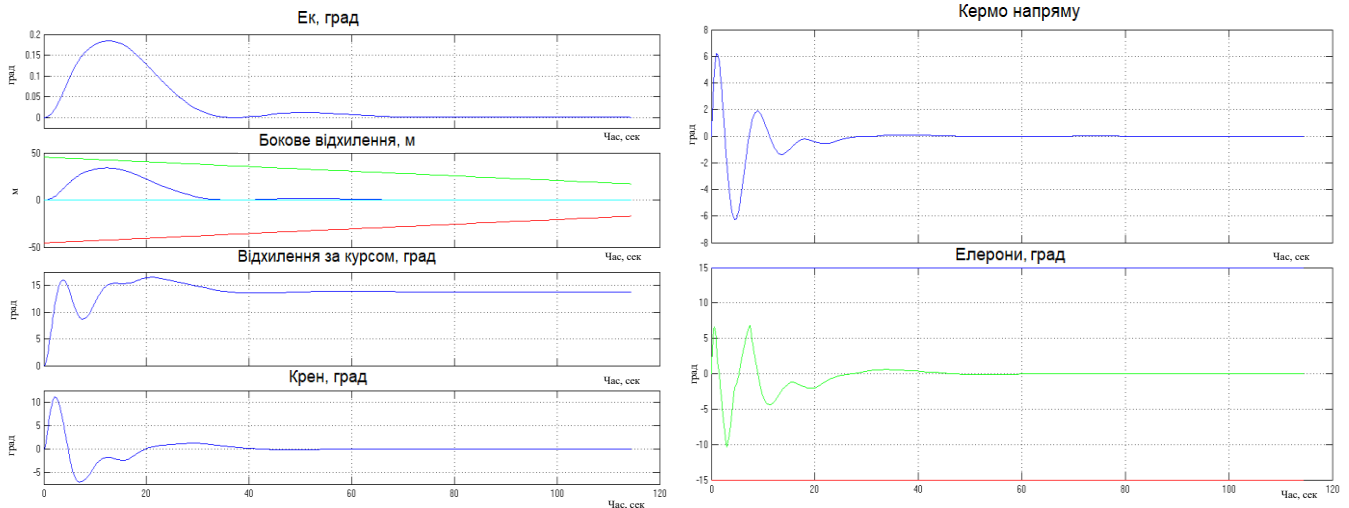


Рис. 16. Вітер  $W_z = -15$  м/с; передаточні числа відповідають розрахунковим

Далі проведено випробування на дослідному пілотажному стенді літака Ан-148 та розглянуті результати випробувань розробленої моделі для етапу заходу на посадку. Запропонована технологія успішно пройшла всі тести. Застосування розробленої моделі дозволяє знизити перерегулювання на етапі заходу на посадку.

На етапі заходу на посадку позитивно оцінено розроблені алгоритми та закони всі отримані перехідні процеси - плавні, з допустимим відхиленнями (рис. 16).

В процесі заходу САУ забезпечує стійку стабілізацію курсової зони і глісади аж до висоти початку вирівнювання 15 ... 10 м без довгих коливань або надмірних відхилень, які потребують втручання в управління по їх усуненню. Автоматичне вирівнювання виконується плавно, без помітних коливань, з постійним зростанням тангажу аж до торкання.

При виконанні автоматичної посадки з боковим вітром, САУ забезпечує усунення зносу до висоти 50 м попередженням за курсом, а на висоті менш 50 м автопілот плавно усуває кут зносу і виконує довертання літака на курс ЗПС з одночасним креном до  $5^\circ$  в сторону вітру для компенсації зносу методом ковзання. На висоті менше 3 м САУ виконує усунення крену і залишкового кута зносу. При цьому САУ не допускає різкого впливу, коливань або надмірних бічних відхилень, які потребують втручання в управління. Бічні відхилення при автоматичній посадці з боковим вітром незначні і не перевищують чверті ширини ЗПС.

У всіх перевірених умовах при заході на посадку, відхилення літака до досягнення висоти прийняття рішення не перевищували значень (ВІР), що викликають спрацьовування сигналізації граничних відхилень, сигналізації заборони автопосадки або перевищення граничного крену.

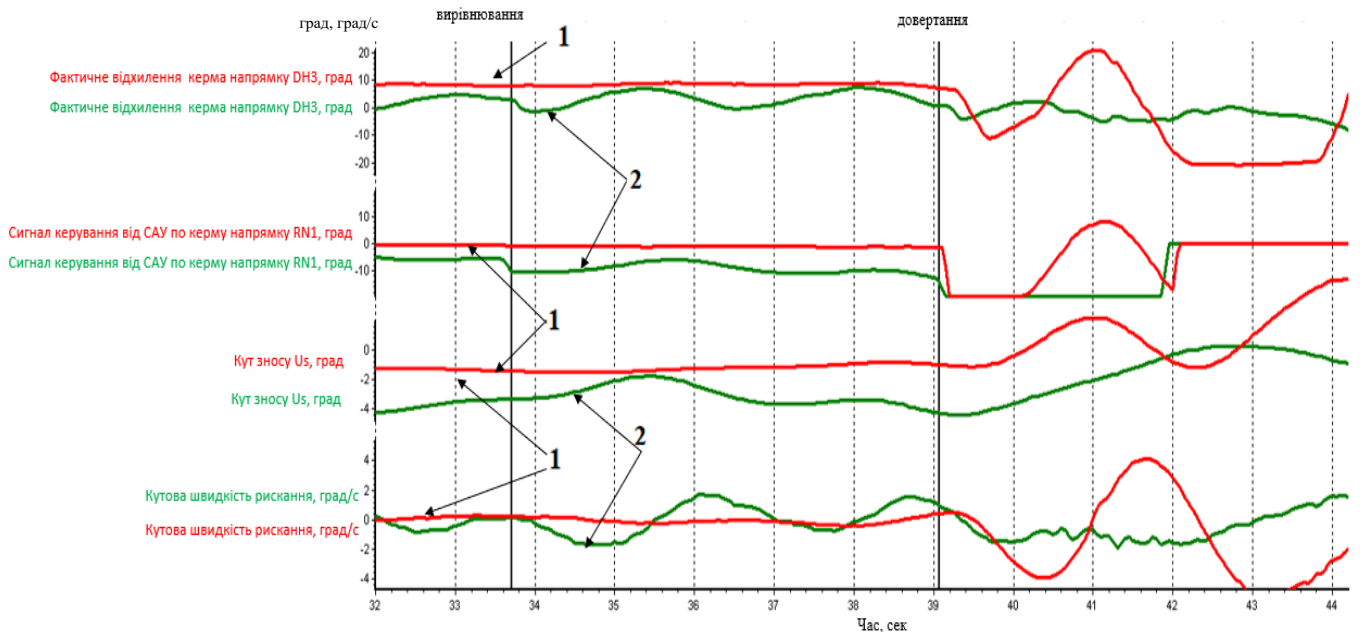


Рис. 17. Надмірні перехідні процеси на висоті довертання перед торканням (Політ №682 - 1, зі старими законами управління).

Виправлений алгоритм шляхового каналу (Політ №838 - 2, з новими законами управління).

Реакція РН на відхилення - значно менша. Зменшено демпфірування в шляховому каналі, зменшені величини коефіцієнтів: по куту зносу, по  $\omega_z$ .

Положення літака на ВПР дозволяло прийняти рішення про автоматичну посадку. Динаміка приземлення в автоматичному режимі порівнянна з посадкою в штурвальному режимі управління.

Доопрацьовано бічний канал моделі САУ в частині:

1. Коригування початкових умов включення режиму «Посадка» в фазу виходу на рівносигнального зону курсу (виправлені допускові значення відхилення від рівносигнальної зони курсу для формування готовності включення режиму; виправлений кут підходу в фазі «Виходу на РСЗ курсу»).

2. Коригування коефіцієнтів передачі та введення інтегруючих ланок зворотного зв'язку для усунення статичної похибки стабілізації РСЗ курсу.

3. Коригування початкових умов включення режиму «Посадка» в фазу виходу на рівносигнального зону курсу (виправлений кут підходу в фазі «Виходу на РСЗ курсу»; введений облік швидкості зміни відхилення від РСЗ курсу; введений облік бокового відхилення від продовження осі ЗПС) для усунення затягнутого виходу на РСЗ курсу

4. Виправлення алгоритмів каналу РН (зменшена реакція РН на малих висотах; Зменшено демпфірування в шляховому каналі, зменшені величини коефіцієнтів: по куту зносу, по  $\omega_z$ ) для поліпшення динамічних характеристик на гранично малих висотах.

5. Коригування початкових умов включення режиму «Посадка» в фазу виходу на рівносигнального зону курсу (виправлений кут підходу в фазі «Виходу на РСЗ курсу»; введений облік швидкості зміни відхилення від РСЗ курсу; введений облік бокового відхилення від продовження осі ЗПС; змінені масштаби коефіцієнтів по магнітному подорожнього кутку і  $E_k$  на різних етапах заходу) для усунення затягнутого виходу на РСЗ курсу Вихід на РСЗ курсу з надмірним перерегулюванням - близька 800м бічного відхилення.

## ВИСНОВКИ

У дисертації вирішено актуальне наукове-прикладне завдання розроблення методів, моделі та інформаційної технології керування ПС, що застосовують спеціальні бази знань з правилами виконання багатовимірних обмежень та бази високоточних даних про об'єкт керування для підвищення ефективності польотів відповідно до перспективних вимог Міжнародної організації цивільної авіації. Отримані результати мають важливе значення для розвитку нових методів ефективного керування польотом ПС в умовах збурень та змін параметрів ПС.

Основні наукові та практичні результати дисертаційної роботи полягають в наступному.

1. Вперше створено адаптивну модель системи автоматичного управління польотом ПС при заході на посадку, що на відміну від існуючих відрізняється застосуванням високоточних льотно-технічних даних, що забезпечують розрахунок та виконання оптимального польоту за критеріями паливних витрат в умовах збурень.

2. Вперше створено новий метод адаптивного керування рухом регіонального літака при виконанні заходу на посадку що на відміну від існуючих відрізняється застосування розробленої адаптивної моделі системи автоматичного управління польотом з можливістю подальшої її цифрової трансформації.

3. Удосконалено та досліджено метод розрахунку алгоритмів автоматичного управління польотом регіонального літака при заході на посадку, що забезпечує економію енергетичних ресурсів.

4. Доопрацьована та дістала подальшого розвитку інформаційна технологія управління польотом при заході на посадку, що дозволяє створювати вітчизняні цифрові системи автоматичного управління ПС, які відповідають перспективним вимоги Міжнародної організації цивільної авіації за критеріями економічності та безпеки польотів.

Отримані автором наукові результати розробки пройшли впровадження і виробничу апробацію на вітчизняних літаках і безпілотних авіаційних комплексах державного підприємства «Антонов», ХАРТРОН-АРКОС ЛТД, Esterel Technologies, науково-дослідних роботах, у навчальному процесі Національного авіаційного університету, кафедри аеронавігаційних систем та центрі підготовки льотного складу ДП «Антонов». Застосування запропонованих підходів дозволяє поліпшити управління та використовувати нові підходи до оптимізації алгоритмів управління польотом літального апарату, що забезпечує найбільшу імовірнісну оцінку стану літального апарату у просторі й виконання критеріїв оптимальності по точності, економічності й безпеці польоту. На етапі заходу на посадку забезпечується економія палива близька 50%.

На основі проведеного аналізу методів і способів керування рухом ПС у розроблено новий підхід до підвищення ефективності керування регіонального літака на базі застосування технології, що поєднує у собі критерії ефективного використання енергетичних ресурсів, алгоритмів розрахунку та виконання оптимальних траєкторій, модель системи управління. Запропонована технологія забезпечує якісне автоматичне

виконання польоту на етапі заходу на посадку в умовах збурень та при змінах параметрів ПС з мінімальною участю екіпажу.

Мета дослідження щодо підвищення якості системи автоматичного управління регіонального літака на етапі заходу на посадку досягнута і всі часткові завдання вирішені повністю. Наукові результати роботи є внеском в розвиток наступних напрямків досліджень:

- розробки наукових і методологічних основ створення, дослідження та впровадження систем автоматизованого управління;

- розробки теоретичних і прикладних основ побудови інформаційних технологій для автоматизації функціональних завдань керування, аналізу й оцінювання ефективності автоматизованих систем управління;

- виконання статистичних моделювань з використанням поточної моделі (для САПІ, САПІА).

- використання моделі для створення віртуальних стендів для початкового і поглибленого навчання екіпажів.

- створення сімейства моделей САУ для різних типів літаків з використанням схожих систем-датчиків.

- розробка нових алгоритмів управління на базі існуючих - значно збільшити частку використання обладнання типу FMS для алгоритмів управління.

- розроблення алгоритмів альтернативного режиму заходу на посадку без використання ILS.

- забезпечення якості і точності роботи режиму посадка по алгоритмам використання FMS до рівня нормованого забезпечення наступних типів заходів на посадку: LNAV / VNAV Approach, RNAV / RNP Approach, CDF A Approach, LPV Approach, LP Approach.

Основні результати дослідження можуть бути використані у дослідно-конструкторських організаціях при розробці та удосконаленні ефективних і безпечних технологій управління польотом регіонального літака. Розроблена інформаційна технологія, метод та модель управління можуть бути застосовані в наукових дисциплінах авіаційного профілю.

## **СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**

### *Статті в наукових фахових виданнях:*

1. Просвірін Д.А. , Котнєва-Просвіріна Н.В . Використання середовища Matlab, як засобу для моделювання та візуалізації польоту літака, для аналізу динаміки його руху на етапі заходу на посадку./ Д.А. Просвірін, Н.В. Котнєва-Просвіріна // Технологические системы № 2 (55): науковий журнал –2011. – №2 (55). – С. 54 – 58.

2. Просвириин Д.А. Использование системы блочного имитационного моделирования динамических систем Simulink / Matlab, как инструмента для математического моделирования полета самолета, реализованного в программе инженерного моделирования FLIGHTGEAR / Д.А. Просвірін // Технологические системы № 2 (55): науковий журнал –2011. – №4 (57). – С. 24 – 30.

3. Просвірін Д.А. Розробка і дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряним судном на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС

/ Д.А. Просвірін // Технологические системы №1 (58): науковий журнал –2012. – №1 (58). – С. 25 – 33.

4. Просвірін Д.А Розробка математичної моделі збурень при моделюванні польоту літака на етапі заходу на посадку / Д.А. Просвірін // Технологические системы № 1 (62): науковий журнал –2013. – № 1 (62). – С. 54 – 62.

5. Просвірін Д.А. Исследование законов автоматического управления пассажирского самолета в режиме «заход на посадку»/ Д.А. Просвірін // Технологические системы № 2 (59): науковий журнал –2012. – № 1 (29). – С. 70-78.

6. Prosvirin D.A. Deployment of model-based development process of safe application software for safety-critical avionics systems/ D.A. Prosvirin // Технологические системы №2(67) 2014: науковий журнал. – 2014. – №2(67) – С. 70 – 79.

7. Prosvirin D.A. , Kharchenko V.P. Optimized safety -critical embedded automatic flight control system development approach to comply with ARP 4754, DO-178C objectives / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko // ISSN 1990-5548 Electronic and Control systems, 2015. N 1(47): 22-28– 2015. – N 3(45)– С. 68 – 75

8. Prosvirin D.A. , Kharchenko V.P. Improvement of “ Aircraft-automatic flight control system” control loop quality / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko // ISSN 1990-5548 Electronic and Control systems, 2016. N 1(47): 22-28– 2016. – N 1(47)– С. 22 – 26

#### *Тези матеріалів конференцій:*

9. Просвірін Д.А. Дослідження системи автоматичного управління пасажирського літака на етапі заходу на посадку у середовищі MATLAB / Д.А. Просвірін // Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM: Науково-технічна конференція 21 – 22 листопада 2011 р., м. Київ, тези доповідей. – Київ: НАУ, 2011. – С. 110.

10. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Model-based design of automatic flight control systems/ D.A. Prosvirin, Kharchenko V.P. // V Всесвітній конгрес “Авіація у ХХІ столітті” – “Безпека в авіації та космічні технології”: Міжнародна науково-практична конференція, 25 – 27 вересня 2012 р., м. Київ, тези доповідей. – К.: НАУ, 2012. –С. 121.

11. Prosvirin D.A. Modern state of technology development of automatic flight control systems design for civil airframe/ D.A. Prosvirin // XII Міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів "Політ. Сучасні проблеми науки": Міжнародна науково-практична конференція, 4-5 квітня 2012., м. Київ, тези доповідей, 2012. – С. 55 – 57.

12. Просвірін Д.А. Сучасний стан розвитку технологій проектування систем автоматичного управління літаків цивільної авіації / Д.А. Просвірін // V Міжнародна науково-практична конференція "Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси, 15 – 16 травня 2012 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 61 – 62.

13. Просвірін Д.А. Модельно-орієнтований підхід до проектування систем автоматичного управління для літаків військово-транспортного призначення/ Д.А. Просвірін // Проблемні питання розвитку озброєння та військової техніки Збройних Сил України: Науково-технічна конференція, 11 – 20 грудня 2012 р., м. Київ, тези доповідей. –, 2012 – С. 15 – 16

14. Просвірін Д.А. Вплив соціокультурних факторів на трансформацію моделювання в інформаційну епоху / Д.А. Просвірін // Міжнародна науково-теоретична конференція «Антропологічні та соціокультурні виміри глобалізованого світу»: Міжнародна науково-теоретична конференція, 21 – 22 березня 2013 р., м. Київ, тези доповідей. – 2013 – С. 17 – 19

15. Prosvirin D.A. Application of SCADE environment in rapid development and testing of safe avionics display software/ D.A. Prosvirin // XI Міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2013»: XI Міжнародна науково-технічна конференція, 21 – 23 травня 2013 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 41 – 44.

16. Просвірін Д.А. Использование модельно-ориентированного подхода и среды SCADE для разработки программного обеспечения аэрокосмических систем/ Д.А. Просвірін // Четвертая Международная конференция Космические технологии: настоящее и будущее: IV Международная конференция, 17 – 19 апреля 2013г., г. Днепропетровск, тезисы. – С. 38.

17. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Enchantment of automatic flight control system quality at approach phase / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko // VI Всесвітній конгрес “Авіація у XXI столітті ” – “Безпека в авіації та космічні технології ”: Міжнародна науково-технічна конференція, 23 – 25 вересня 2014 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 45 – 48.

18. Просвірін Д.А. Технологическое решение для задач разработки и сертификации систем авионики // Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM: Науково-технічна конференція, 17 – 19 листопада 2014г., г. Киев, тезисы. – С. 48.

19. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Model-based solution and software engineering environment for UAV critical onboard application/ D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko// IEEE 3rd International Conference “Actual problems of Unmanned aerial vehicles development”: IEEE 3rd International Conference, 23 – 25 September 2015, Kyiv, abstracts. – P. 312 – 315.

20. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Developing and deploying HMIs on critical embedded graphics platforms for AFCS/ D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko// Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Проблеми навігації і управління рухом» 23 – 25 листопада 2015, Kyiv, abstracts. – P. 82 – 89.

21. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Developing and deploying WIMP interfaces on critical platforms for automatic flight control systems of UAV / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko// IEEE 4th International Conference “Actual problems of Unmanned aerial vehicles development” 23 – 17-19 September 2017, Kyiv, abstracts. – P. 112 – 115.

### ***Патенти і авторські свідоцтва:***

22. Пат. № 126040 UA. Кабіна літака, що оснащена блоком адаптивного керування польотом літака у вертикальній площині, МПК(2006), B64D 43/00, B64D 45/00 / Харченко В. П., Коршунов М.В., Просвірін Д.А.; заявник і патентовласник НАУ.– № u201704228, заявл. 28.04.2017; опубл. 11.06.2018, Бюл. №11.

23. Просвірін Д.А., Харченко В.П. Комп'ютерна програма «Математичне моделювання контуру «літак-система автоматичного керування»: свідоцтво про реєстрацію авторського права №57947 Україна, опубл. 30.12.2014 р.

24. Просвірін Д.А., Харченко В.П. Комп'ютерна програма «Аналіз та оцінка польотних даних літака»: свідоцтво про реєстрацію авторського права №57946 Україна, опубл. 30.12.2014 р.

25. Просвірін Д.А., Харченко В.П. Комп'ютерна програма «Віртуальний пілотажний стенд»: свідоцтво про реєстрацію авторського права №58595 Україна, опубл. 12.02.2015 р.

### *Звіти з НДР*

Шифр 987ДБ15 - тема «Методологія ситуативного колективного управління пілотованими і безпілотними літальними апаратами в єдиному повітряному просторі» (номер держреєстрації 0115U0024623) (автор був виконавцем роботи).

Шифр 310-ДБ20 тема «Структурно-параметричний синтез розроблення технології побудови геліоенергетичних стратосферних платформ з адаптивно-нейронним керуванням» (номер держреєстрації 0120U101989) (автор був виконавцем роботи).

### **АНОТАЦІЯ**

***Просвірін Д.А. Підвищення якості автоматичного управління регіонального літака при заході на посадку в умовах збурень.*** – Кваліфікаційна наукова робота на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.22.13 – навігація та управління рухом. – Національний авіаційний університет, МОН України, Київ, 2021.

Дисертаційну роботу присвячено створенню моделі, методів, алгоритмів управління польотом регіонального літака при заході на посадку, що дозволяє підвищити якість автоматичного управління, ефективність використання енергетичних ресурсів ПС в умовах збурень.

В результаті проведених досліджень вирішено актуальне наукове завдання розробки методів, моделі управління регіональним літаком, що застосовують інформацію даних про об'єкт управління для підвищення якості та ефективності польотів.

Метою роботи є підвищення ефективності використання енергетичних ресурсів регіонального літака, шляхом створення системи автоматичного управління (САУ) при заході на посадку. Для досягнення зазначеної мети в роботі були поставлені і вирішені наступні завдання:

- 1) аналіз, уточнення та вдосконалення існуючих підходів і методів управління літальними апаратами;
- 2) розробка алгоритмів оптимального управління польотом регіонального літака при заході на посадку у локально обмежений простір ;
- 3) розробка моделі САУ польотом регіонального літака при заході на посадку (створення програмно-математичних комплексу управління, проведення

напівнатурних випробувань для підбору коефіцієнтів законів управління для математичного моделювання поведінки та методів керування транспортним засобом в екстремальних умовах);

4) розробка технології управління польотом регіонального літака при заході на посадку на основі запропонованих методу управління і моделі САУ, що забезпечує ефективне літаководіння з мінімальною участю екіпажу.

5) впровадження та виробнича апробація результатів.

Створено адаптивну модель системи автоматичного управління польотом регіонального літака при заході на посадку, яка відрізняється застосуванням високоточних льотно-технічних даних, що забезпечують розрахунок та виконання оптимального польоту з точки зору паливних витрат в умовах збурень.

Розроблено алгоритми оптимального управління польотом регіонального літака при заході на посадку, що застосовують нові рішення щодо способу заходу на посадку, що забезпечують виконання процедур з мінімальними паливними витратами

Реалізація інформаційної технології управління польотом регіонального літака дозволяє заощадити близька 50 % паливних витрат.

**Ключові слова:** система автоматичного управління, захід на посадку, закони керування, регіональний літак, база даних.

## АННОТАЦІЯ

***Просвірин Д.А.* Повышение качества автоматического управления регионального самолета на этапе захода на посадку в условиях возмущений.** - Квалификационный научный труд на правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.22.13 - навигация и управление движением. - Национальный авиационный университет МОН Украины, Киев, 2021.

Диссертационная работа посвящена созданию модели, методов, алгоритмов управления полетом регионального самолета при заходе на посадку, что позволяет повысить качество автоматического управления, эффективность использования энергетических ресурсов ПС в условиях возмущений.

В результате проведенных исследований решена актуальная научная задача разработки методов, модели управления региональным самолетом, применяют информацию данных об объекте управления для повышения качества и эффективности полетов.

Целью работы является повышение эффективности использования энергетических ресурсов регионального самолета, путем создания системы автоматического управления (САУ) при заходе на посадку. Для достижения указанной цели в работе были поставлены и решены следующие задачи:

1) анализ, уточнение и совершенствование существующих подходов и методов управления летательными аппаратами;

2) разработка алгоритмов оптимального управления полетом регионального самолета при заходе на посадку в локально ограниченное пространство;

3) разработка модели САУ полетом регионального самолета при заходе на посадку (создание программно-математического комплекса управления, проведения



полунатурных испытаний для подбора коэффициентов законов управления для математического моделирования поведения и методов управления

транспортным средством в экстремальных условиях);

4) разработка технологии управления полетом регионального самолета при заходе на посадку на основе предложенных метода управления и модели САУ, обеспечивает эффективное самолетовождения с минимальным участием экипажа.

5) внедрение и производственная апробация результатов.

Создана адаптивная модель системы автоматического управления полетом регионального самолета при заходе на посадку, которая отличается применением высокоточных летно-технических данных, обеспечивающих расчет и выполнение оптимального полета с точки зрения топливных затрат в условиях возмущений.

Разработаны алгоритмы оптимального управления полетом регионального самолета при заходе на посадку, которые применяют новые решения относительно способа захода на посадку, обеспечивающих выполнение процедур с минимальными топливными затратами

Реализация информационной технологии управления полетом регионального самолета позволяет сэкономить около 50% топливных расходов.

**Ключевые слова:** система автоматического управления, заход на посадку, законы управления, региональный самолет, база данных.

## ABSTRACT

***Prosvirin D.A. Quality improvement of regional aircraft automatic control at approach phase under disturbances conditions.*** - Qualification scientific work under manuscript copyright.

Thesis for the degree of Candidate of Technical Sciences in specialty 05.22.13 "Navigation and Traffic Management" - National Aviation University, MES of Ukraine, Kyiv, 2021.

The dissertation is devoted to the creation of a model, methods, algorithms for controlling the flight of a regional aircraft during approach, which allows to improve the quality of automatic control, efficiency of energy resources of the aircraft in disturbances.

As a result of the conducted researches the actual scientific task of development of methods, models of control of the regional plane which use the information of data on object of management for increase of quality and efficiency of flights is solved.

The purpose of the work is to increase the efficiency of energy use of the regional aircraft by creating an automatic control system (ACS) at approach phase. To achieve this goal in the work were set and solved the following tasks:

1) analysis, refinement and improvement of existing approaches and methods of aircraft control;

2) development of algorithms for optimal flight control of a regional aircraft during approach phase;

3) development of a model of AFCS by flight of a regional aircraft at approach phase (development of software and mathematical control complex, databases of flight technical data; conducting semi-natural tests for selection of coefficients of control laws);

4) development of flight control technology for a regional aircraft at approach phase on the basis of the proposed control method and ACS model, which provides effective aircraft control with minimal crew participation.

5) implementation and production testing of results.

An adaptive model of the automatic flight control system of a regional aircraft at approach phase has been developed, which differs in the use of high-precision flight technical data that provide calculation and execution of optimal flight in terms of fuel consumption at disturbances conditions.

Algorithms for optimal flight control of a regional aircraft during approach phase are developed, which uses new solutions for the approach method, which ensure the implementation of procedures with minimal fuel costs

Implementation of information technology for flight control of a regional aircraft saves around 50% of fuel costs.

**Keywords:** automatic control system, approach phase, control laws, regional aircraft, database.