

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

Просвірін Дмитро Андрійович

УДК 629.735.33.015.077

ДИСЕРТАЦІЯ

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

05.22.13 – Навігація та управління рухом

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук.

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

_____ Д. А. Просвірін

Науковий керівник - 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

Київ – 2021

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.

Наукова новизна отриманий 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, НДРах, 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.

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

Список публікацій здобувача

Список публікацій у фахових наукових 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. Просвирин 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. Просвирин // Технологические системы № 2 (55): науковий журнал –2011. – №4 (57). – С. 24 – 30.

3. Просвирин Д.А. Розробка і дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряним судном на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС / Д.А. Просвирин // Технологические системы №1 (58): науковий журнал –2012. – №1 (58). – С. 25 – 33.

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

5. Просвирин Д.А. Исследование законов автоматического управления пассажирского самолета в режиме «заход на посадку»/ Д.А. Просвирин // 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

Матеріали 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 XXI 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 aircafe/ 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 «ABIA-2013»: XI Міжнародна науково-технічна конференція, 21 – 23 травня 2013 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 41 – 44.

16. Просвирин Д.А. Использование модельно-ориентированного подхода и среды SCADE для разработки программного обеспечения аэрокосмических систем/ Д.А. Просвирин // 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. Просвирин 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. 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, Київ, abstracts. – P. 82 – 89.

Матеріали конференцій, які включено до наукометричних баз Scopus

20. 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.

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

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.

Свідоцтва про авторське право на твір

23. А.с. 57947 Україна. Комп'ютерна програма «Математичне моделювання контуру «літак-система автоматичного керування»/ Просвірін Д.А., Харченко В.П; заявка від. 03.11.2014р. опубл.30.12.2014 р.

24. А.с. 57946 Україна. Комп'ютерна програма «Аналіз та оцінка польотних даних літака»/ Просвірін Д.А., Харченко В.П; заявка від. 05.11.2014р. опубл. 30.12.2014 р.

25. А.с. 58595 Україна. В.П. Комп'ютерна програма «Віртуальний пілотажний стенд»/ Просвірін Д.А., Харченко; заявка від. 15.12.2014р.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).

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, 03058, 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 navigation and 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 and aeronautical 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.

Scientific novelty of the obtained results.

For the first time, an adaptive model of the aircraft automatic flight control system at approach phase was designed, which, in contrast to the existing ones, differs in the use of high-precision flight data that provide calculation and execution of optimal flight by fuel consumption criteria in disturbances conditions.

For the first time a new adaptive control method of regional aircraft movement during approach phase was designed, which differs from the existing ones in the application of the developed adaptive model of the automatic flight control system with the possibility of its further digital transformation.

The method of calculation of algorithms of automatic control of flight of the regional aircraft at approach phase which provides economy of energy resources is improved and investigated.

The information technology of flight control at approach phase has been improved and further developed, which allows to create domestic digital automatic control systems of the aircraft, which meet the perspective requirements of the International Civil Aviation Organization in terms of economy and flight safety.

The practical significance of obtained results.

The information technology of flight control developed by the author at approach to landing provides increase of efficiency of use of energy resources of aircraft. The model of the system of automatic flight control of the aircraft optimal fuel consumption in the conditions of disturbances is created. Algorithms for optimal flight control of aircraft with minimal fuel costs have been developed. As a result of the development of information technology, one utility model patent and three author's certificates for computer programs were obtained.

The information technology developed by the author has been implemented and tested on domestic aircraft of the state enterprise "Antonov", in the production processes of HARTRON-ARCOS LTD, Esterel Technologies, Research works, in the educational process of the National Aviation University, the Department of Air Navigation Systems and the flight training center of the State Enterprise "Antonov". Implementation of the flight control technology of the aircraft at approach to landing saves about 50% of fuel costs.

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

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	14
ВСТУП	16
РОЗДІЛ 1. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ТА ВИМОГИ ДО НИХ	23
1.1. Розробка загального технічного завдання по створенню програми математичного моделювання САУ	23
1.2. Вимоги до математичного забезпечення САУ.....	37
1.3. Розробка пакету вихідних даних для моделювання САУ.....	46
1.5. Висновки за першим розділом	51
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ КОНТУРУ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ	54
2.1. Розробка математичної моделі бічного руху повітряного судна під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній	54
2.2. Розробка математичної моделі збурень	63
2.3. Розробка математичної моделі контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на посадку під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній літака	69
2.4. Дослідження бічного руху повітряного судна під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній.....	73
2.5. Висновки за другим розділом	77
РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА КУРСОВУ ЗОНУ З ВІЛЬНИМ КУТОМ ПІДХОДУ ДО ЗПС	79
3.1. Розробка алгоритмів автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС.....	79
3.2. Дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС	85

3.3. Розробка структури контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС	95
3.4. Розробка протоколів інформаційної взаємодії систем – лічильників системи автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону.....	100
3.4. Висновки за третім розділом.....	105
РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ РЕЖИМІВ АВТОМАТИЧНОГО	
УПРАВЛІННЯ РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА ТИПУ АН-158	
4.1.Пакет вихідних даних для моделювання контуру «Ан-158-САУ».....	108
4.2. Розробка математичної моделі просторового руху літака Ан-158	120
4.3. Дослідження режимів автоматичного керування літака Ан-158.....	128
4.4. Критерії достовірності математичної моделі контуру «Ан-158-САУ	146
4.5. Проведення випробувань на напівнатурному дослідному пілотажному стенді літака.....	156
4.6. Висновки за четвертим розділом.....	164
ВИСНОВКИ	168
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	171
Додаток А. Список публікацій здобувача за темою дисертації	186
Додаток Б. Авторські свідоцтва та патенти за результатами дисертаційного дослідження	191
Додаток В. Акти про реалізацію результатів наукових досліджень.....	200

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

G	вага літака
X_T	положення центру тяжіння
$H=f(D), Z=f(D), D(t)$	траєкторія у просторі в земній системі координат
V_p, V_n	приладова і шляхова швидкості
n_x, n_y, n_z	перевантаження по 3-м осях
V_y, V_z	вертикальна і бокова швидкості
w_z, w_x, w_y	кут установки лопаті
α	кут атаки лопаті
ω	частота обертання вітроколеса
$\theta = \omega R / V_0$	коефіцієнт швидкохідності вітроколеса
M	крутний момент на валу вітроколеса
X	сила лобового опору
Y	підйомна сила
C_x, C_y	аеродинамічні коефіцієнти профіля лопаті
2SR	відносний крутний момент
$C_p = C_M \theta$	коефіцієнт використання енергії вітру
ARINC	<i>Aeronautical Radio, Incorporated</i> (стандарт авіаційний)
ADIRU	Attitude data inertial reference unit (безплатформна інерціальна система).
LCR	<i>LITEF Commercial reference</i> (система Курсовертикалі).
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i> (Міжнародна організація цивільної авіації);
MATLAB	<i>Matrix laboratory</i> (пакет прикладних програм для числового аналізу)
АП	автопілот;
АТ	автомат тяги;

АУ	агрегат керування;
ДП	державне підприємство
ОСЛ	обчислювальна система літакокерування;
ЗПС	злітно – посадкова смуга;
ИК ВСП	інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
КПП	командно – пілотажний прилад;
КС	курсова стабілізація;
ЛА	літальний апарат;
ЛЗШ	лінія заданого шляху;
РГМ	різниця глибин модуляції
РМ	рульова машина;
РСБН	радіотехнічний комплекс апаратури ближньої навігації та посадки;
САУ	система автоматичного управління;
СВК	система вбудованого контролю;
СВС	система повітряних сигналів;
СШК	система штурвального керування;
КСЕІС	комплексна система електронної індикації та сигналізації;
ММ	математичні моделі;
ПК	пульт керування;
СП	сервоповідня;
ОЦ	обчислювач цифровий;
ОТ	обчислювальна техніка;
КУРС	Бортова інтегрована апаратура навігації та посадки

ВСТУП

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 кутувими та траєкторними параметрами польоту, а завантаженість 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 витримуванню 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 данні про об'єкт управління для витримання 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, представлення знань – для вирішенню завдання функціонування технології управління польотом, включаючи обмін інформацією; методи напівнатурного моделювання – для підбору коефіцієнтів законів керування.

Наукова новизна отриманий 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, НДРах, 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 «АВІА-2013» (Київ, 2013 р.); Четвертій Міжнародній конференції Космічні технології: сьогодення і майбутнє (Київ, 2013 р.); VI Всесвітній конгрес «Авіація у ХХІ 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.

РОЗДІЛ 1. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ТА ВИМОГИ ДО НИХ

1.1 Розробка загального технічного завдання по створенню програми математичного моделювання контуру «літак-САУ»

Застосування математичного моделювання пояснюється з одного боку, безперервним ускладненням досліджуваних систем і підвищенням вартості їх проектування (модернізації) і випробувань, і, з іншого боку, бурхливим розвитком обчислювальних засобів, розширенням і вдосконаленням їх математичних "здібностей".

Математичне моделювання (ММ) системи "літак - САУ" вирішує наступні завдання:

- 1) обґрунтування тактико-технічних вимог до САУ;
- 2) структурний і параметричний синтез САУ;
- 3) аналіз функціонування САУ;
- 4) можливість використання САУ на літаках інших типів.

У ряді випадків не представляється можливим оцінити характеристики якості систем керування літаком прямим методом - натурними випробуваннями – через об'єктивно існуючої обмеженості умов їх проведення. Це, а також відносна тривалість, необхідність витрачання ресурсу роботи реальних засобів і значні економічні витрати на проведення натурних випробувань примушують шукати шляхи раціональнішої організації роботи за оцінкою характеристик систем управління.

Ряд абсолютно явних переваг математичного моделювання дозволяє висунути його як одного з головних методів оцінки характеристик систем управління. Проте при цьому слід мати зважаючи на і основну трудність застосування цього методу - отримані результати вимагають спеціальної перевірки на достовірність порівнянням з результатами натурних експериментів [2,3].

При рішенні питання про доцільність математичного моделювання для оцінки функціонування САУ слід керуватися рядом загальних положень і критеріїв:

- 1) неможливість або об'єктивна обмеженість можливості оцінки САУ в повному об'ємі у всіх необхідних умовах;
- 2) високі вимоги що до точності характеристик САУ, що вимагає надзвичайно великого об'єму обчислень. Необхідність великої витрати фінансових коштів при проведенні натурного експерименту;
- 3) вельми обмежені директивні терміни проведення випробувань САУ, що не дозволяють організувати повну перевірку всієї системи в реальних умовах її роботи;
- 4) наявність достатньої інформації для математичного опису системи "літак - САУ" в різних умовах застосування.

Математичне моделювання системи "літак - САУ" припускає розробку наступних математичних моделей (ММ):

- 1) математичні моделі руху літака;
- 2) математичні моделі вимірювальної частини САУ;
- 3) математичні моделі виконавчої частини САУ;
- 4) математичні моделі збурень, що діють на літак як на об'єкт управління (вітрові збурення, скидання вантажу, відмова двигуна, позаштатні зміни конструкцій і так далі), а також відмови вимірювальної і старанної частин САУ.

ММ літака є основою аналізу і синтезу алгоритмів і контурів управління. Математичний опис польоту, розгону, посадки, рулювання та інших має в сучасний період широке застосування.

Математичні моделі ЛА і авіаційного комплексу в цілому потрібні не тільки для побудови і експлуатації САУ, але і для забезпечення стійкості і керованості, дотримання норм льотної придатності, автоматизації проектування, оцінки ефективності, реалізації високопродуктивних

автоматизованих способів контролю авіаційної техніки. В даний час спостерігається тенденція супроводу математичної моделі ЛА на всіх етапах його життєвого циклу, починаючи від першої фази проектування і закінчуючи зняттям з експлуатації.

Тому один і той же ЛА як об'єкт управління може бути представлений різними математичними моделями залежно від того, який режим польоту і яке призначення моделі.

У сучасний період розвитку ЛА при вирішенні багатьох завдань управління доводиться використовувати складні математичні моделі управління процесів. Це пов'язано як з еволюцією льотно-технічних характеристик і конструкції ЛА (широкі експлуатаційні області, постійно зростаюча кількість неусталених режимів, великі питомі і абсолютні навантаження, нові конструктивні схеми і органи управління, вплив аеропружності і ін.), так і з розширенням завдань автоматичного управління. Останнє виявляється в застосуванні автоматичного управління на всіх режимах польоту, досягненні високих льотно-технічних характеристик ЛА за рахунок поєднання конструктивних і компоновальних чинників із засобами автоматичного управління, оптимізації і адаптації.

Не дивлячись на таке ускладнення ЛА як об'єктів управління, прості математичні моделі їх зберігають своє значення. Вони найбільш наочні і краще всього розкривають найосновніші закономірності і фізичну суть процесів управління. Тому разом з складними моделями ЛА в даній роботі будуть розроблені для літака Ан прості математичні моделі.

Основою математичної моделі є математична модель літака як абсолютно твердого тіла (модель жорсткого літака). Ця модель у разі потреби може розширюватися шляхом врахування пружності, змінності інерційно-масових характеристик, рідкого палива і ін. Необхідно зазначити, що математична модель у вигляді рівнянь руху абсолютно твердого тіла є менш

точним наближенням для важких неманеврених ЛА, ніж легких маневрених ЛА.

Математична модель літака як абсолютно твердого тіла представляється у вигляді системи нелінійних диференціальних рівнянь. Аналітичні методи вирішення нелінійних систем існують швидше як виняток, ніж як правило. Навіть при можливості знаходження точних рішень необхідні наближені методи. Застосовуючи ряд допущень до початкової нелінійної системи, яка описує динаміку просторового руху, конкретизуються математичні моделі для конкретного завдання управління.

САУ, що використовуються на більшості транспортних літаках, використовують принцип управління в "малому". Таке управління обумовлене обмеженою надійністю автоматики і необхідністю забезпечення безпеки польотів. Відповідно до цього принципу управління доцільно перейти до представлення системи «літак-САУ» в лінійній формі. Це дозволить отримати попередню оцінку функціонування САУ з подальшою її перевіркою на початковій нелінійній моделі.

Моделювання лінійних систем застосовується головним чином по чотирьох причинах, а саме:

1. Технологічні системи і їх моделі часто бувають лійними, принаймні, в певних межах;
2. Точні вирішення лінійних систем рівнянь можуть бути легко знайдені;
3. Існують спеціальні високоточні методи моделювання лінійних систем;
4. За допомогою лінійних систем можна оцінити перекручення в нелінійних системах.

Більшість завдань аналізу і синтезу САУ дозволяють застосовувати принцип декомпозиції до рівнянь просторового руху. Відповідно до нього можна розглядати рівняння поздовжнього і бічного руху роздільно.

Комплекс математичних моделей поздовжнього і бічного руху, що використовуються для аналізу і синтезу режимів САУ літака, включають:

- 1) Нелінійну модель поздовжнього руху;
- 2) Лінійні моделі поздовжнього руху:
 - математична модель короткоперіодичного руху;
 - математична модель довгоперіодичного руху;
- 3) Нелінійну модель бічного руху;
- 4) Лінійні моделі бічного руху:
 - математична модель плоского розвороту;
 - математична модель координованого розвороту;
- 5) Математичну модель авіаційного двигуна.

Крім того, комплекс математичної моделі системи "літак-сау" повинен включати:

- 1) Математичні моделі збурень (вітрові, скидання вантажу і так далі)
- 2) Математичні моделі вимірювальної частини САУ:
 - математичні моделі ДКШов;
 - математичні моделі вимірювальних систем або датчиків кутів ϑ , γ , ψ , α , β ;
 - математичні моделі вимірювальних систем параметрів траєкторного руху літака;
- 3) Математичні моделі виконавчої частини САУ:
 - математична модель електрогідравлічного сервоприводу;
 - математична модель електромеханічного приводу;
- 4) Математичні моделі позаштатних ситуацій (відмова двигуна, не випуск закрилків і так далі).

Розділення просторового руху літака у відхиленнях на подовжнє і бічне, як вже наголошувалося вище, дозволяє досить повно описати динаміку об'єкту "в малому" за допомогою інженерного апарату теорії стійкості і управління. Ділення на подовжній і бічний рухи можливо і на основі повної системи

нелінійних рівнянь просторового руху. Проте в цьому випадку необхідно накладати штучні зв'язки, наприклад, припускати, що літак рухається весь час в одній вертикальній площині і всі параметри бічного руху рівні нулю. Для більшості завдань автоматичного управління транспортного літака такий підхід цілком прийнятний і виправданий досвідом проектування САУ [4, 5].

САУ, відповідно до технічного завдання, повинна забезпечувати в очікуваних умовах експлуатації об'єкту виконання наступних режимів управління:

- 1) "Суміщене управління";
- 2) "Зліт";
- 3) "Стабілізація висоти";
- 4) "Посадка";
- 5) "Курсова зона";
- 6) "Зворотний промінь";
- 7) "Швидкість-мах";
- 8) "Відхід на другий круг";
- 9) "Горизонтальна навігація";
- 10) "Вертикальна навігація";
- 11) "Вертикальна швидкість";
- 12) "Вихід на заданий ешелон";
- 13) "Заданий шляховий кут";
- 14) "Заданий курс".

Для аналізу режимів автоматичного управління літака в інженерній практиці знайшли широке розповсюдження частотні методи. Основу даного підходу складають методи логарифмічних частотних характеристик і фазочастотних характеристик. Для дослідження лінійних одновимірних стаціонарних систем застосовується метод кореневого годографа. Що стосується аналітичних методів розрахунку нелінійних систем, то можна виділити метод фазової площини, пристосований для аналізу систем другого

порядку і деякі наближені методи, наприклад, метод Крилова Н.М. і Боголюбова Н.Н., метод гармонійної лінеаризації. Для аналізу релейних систем широке застосування знайшов метод Ципкина Я.З. Слід зазначити точний метод аналізу стійкості одного класу нелінійних систем в частотній області, розроблений Поповим В.М.

Для дослідження оптимальних систем управління використовуються метод динамічного програмування Беллмана і принцип максимуму Понтрягина, а також методи функціонального аналізу. Серед них методи по критерію узагальненої роботи, методи теорії чутливості і ін. [7].

Статистика дослідження режимів автоматичного управління забезпечують оцінку достовірності виконання етапу керування літаком (етап заходу на посадку, етап польоту по заданому ешелону і ін.).

Для оцінки статистичних характеристик завдання управління застосовна стохастична теорія управління. Траєкторія руху ЛА формується під дією ряду чинників, причому багато з них - випадкові. До випадкових чинників можуть бути віднесені початкові умови руху ЛА, відхилення параметрів апарату і його системи управління від номінальних, обумовлені що діють на ЛА обуреннями і погрішностями вимірників, вітер і варіації щільності атмосфери та інші. В результаті дії приведених тут випадкових чинників параметри руху ЛА - кутове положення, швидкість, перевантаження, кут нахилу траєкторії та інші виявляються випадковими. Для оцінки випадкових чинників на керований процес використовуються методи статистичного оцінювання [8].

Для оцінки досліджуваного режиму САУ організовується моделюючий комплекс. Він формується на основі комплексу математичних моделей літака, штатної системи вимірювання, штатних законів (алгоритмів) автоматичного управління, прогнозованих збурень, які діють на об'єкт управління і систему вимірювання, а також заданих критеріїв і мети управління.

Для дослідження оптимальних систем управління використовуються метод динамічного програмування Беллмана і принцип максимуму Понтрягіна, а також методи функціонального аналізу. Серед них методи по критерію узагальненої роботи, методи теорії чутливості і ін. [7].

Статистика дослідження режимів автоматичного управління забезпечують оцінку достовірності виконання етапу керування літаком (етап заходу на посадку, етап польоту по заданому ешелону і ін.).

Для оцінки статистичних характеристик завдання управління застосовна стохастична теорія управління. Траєкторія руху ЛА формується під дією ряду чинників, причому багато з них - випадкові. До випадкових чинників можуть бути віднесені початкові умови руху ЛА, відхилення параметрів апарату і його системи управління від номінальних, обумовлені що діють на ЛА обуреннями і погрішностями вимірників, вітер і варіації щільності атмосфери та інші. В результаті дії приведених тут випадкових чинників параметри руху ЛА - кутове положення, швидкість, перевантаження, кут нахилу траєкторії та інші виявляються випадковими. Для оцінки випадкових чинників на керований процес використовуються методи статистичного оцінювання [8].

Для оцінки досліджуваного режиму САУ організовується моделюючий комплекс. Він формується на основі комплексу математичних моделей літака, штатної системи вимірювання, штатних законів (алгоритмів) автоматичного управління, прогнозованих обурень, які діють на об'єкт управління і систему вимірювання, а також заданих критеріїв і мети управління.

Таким чином, загальне технічне завдання по математичному моделюванню системи "літак-сау" включає наступне:

1. Розробити математичні моделі руху літака, відповідні умовам експлуатації і завданням застосування:

- математична модель просторового руху літака;

- 2) математична модель поздовжнього руху літака (початкова);

- 3) математична модель короткоперіодичного подовжнього руху;
 - 4) математична модель довгоперіодичного подовжнього руху;
 - 5) математична модель подовжнього руху літака на етапі посадки, зльоту, польоту по маршруту;
 - 6) математична модель бічного руху літака (початкова);
 - 7) математична модель плоского розвороту;
 - 8) математична модель координованого розвороту;
 - 9) математична модель бічного руху на етапі заходу на посадку;
 - 10) математична модель бічного руху при польоті по маршруту;
 - 11) математична модель авіаційного двигуна.
2. Розробити математичні моделі вимірювальної частини САУ:
- математична модель погрішностей датчиків кутових швидкостей;
- 2) математичні моделі погрішностей вимірників кутів крену, тангажа і курсу;
 - 3) математичні моделі погрішностей вимірників лінійних прискорень;
 - 4) математичні моделі погрішностей інерціальних навігаційних систем;
 - 5) математичні моделі погрішностей вимірників висоти, швидкості польоту і числа Маху;
 - 6) математичні моделі погрішностей супутникової системи навігації;
 - 7) математичні моделі погрішностей радіосистем ближньої і дальньої навігації і інших систем пілотування і навігації.
3. Розробити математичні моделі виконавчої частини САУ.
4. Розробити математичні моделі вітрового і моментних збурень, позаштатних ситуацій в умовах застосування автоматичного управління літаком.

5. Розробити методику досліджень: контурів стійкості і керованості; контурів стабілізації кутів крену, тангажу і курсу; контурів управління центром мас літака, що включають режими польоту по маршруту стабілізації висоти польоту швидкості або числа M , а також захід на посадку по категоріях ІСАО.

Таким чином, загальне технічне завдання по математичному моделюванню системи "літак-сау" дозволить виробити технологію оцінки контуру автоматичного управління літака Ан8, включаючи режими заходу на посадку по категоріях ІСАО.

Технологія проектування САУ літаків до теперішнього часу в основному склалася. Етапи, які включає в себе технологію проектування технічних засобів, представлені на рис. 1.1

В технології проектування виділяються 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.

Математичне забезпечення дозволяє вибрати і обґрунтувати структуру САУ, настройки, проаналізувати стійкість системи і довести виконання вимог ТЗ, що пред'являються до системи управління, із заданою вірогідністю.

Розробка математичного забезпечення закінчується синтезом алгоритмів управління на основі повної математичної моделі замкнутого контуру управління, що включає, в тому числі, статистичне моделювання.

Під розробкою програмного забезпечення розуміється створення бортових програм, що реалізують синтезовані алгоритми. Розробка стендового комплексу закінчується створенням замкнутого контуру управління, в який включені реальні обчислювачі, приводу, пульт управління.

Структурна схема математичного забезпечення представлена на рис. 2. При проведенні математичного моделювання передбачені блоки детермінованого і статистичного моделювання.

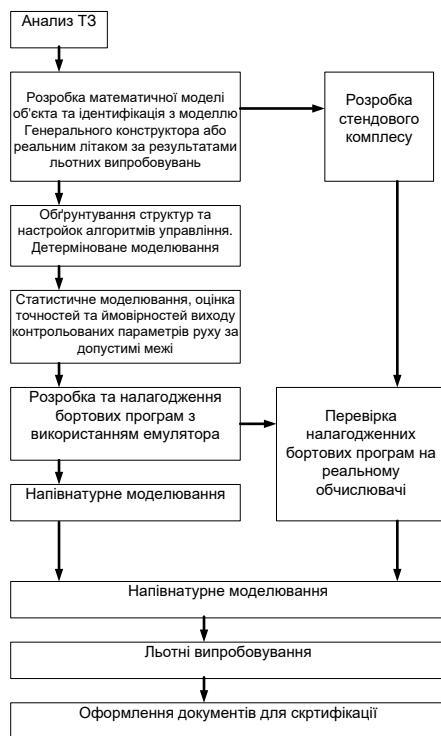


Рис. 1.1. Етапи проектування САУ літаків

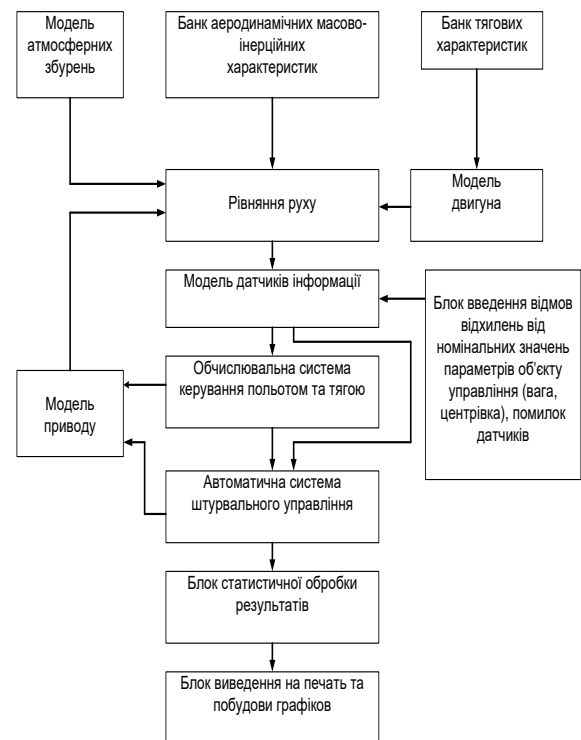


Рис. 1.2. Структурна схема математичного забезпечення

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 завантаженість 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.

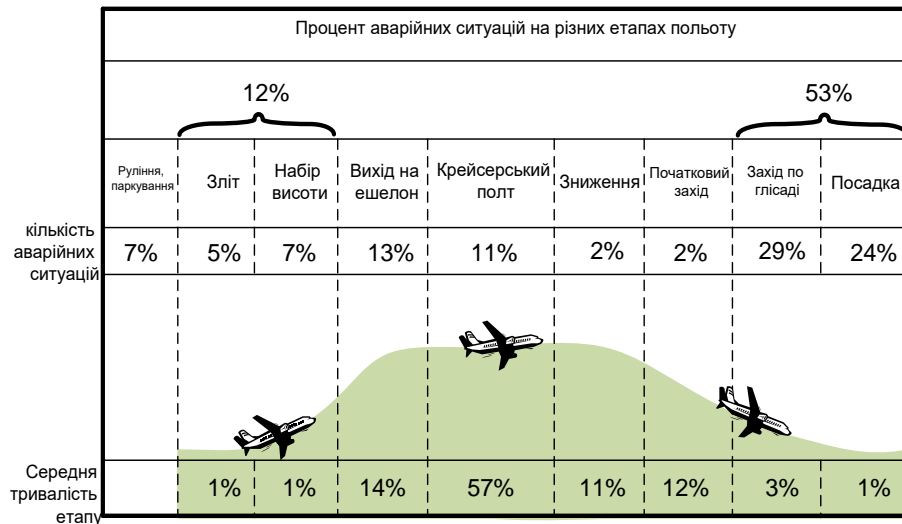


Рис.1.3. Звіт компанії Boeing по аналізу причин та обставин аварійних ситуацій у світі серед літаків цивільної авіації за 2010-2020

Поява обчислювальної техніки (ОТ) призвела до величезного зростання продуктивності обчислень і дозволила перейти до ефективного вирішення складних науково-прикладних проблем та задач. У міру розвитку і вдосконалення ОТ сформувався новий метод досліджень - чисельний експеримент, який як ніколи зблизив фізичну сутність явища, його математичний опис і чисельний метод рішення задачі на ОТ. Основою математичного моделювання системи "літак - САУ" є математичний опис її функціонування. В даний час можна виділити три групи методів математичного опису функціонування системи: метод передавальних функцій і тісно пов'язаний з ним частотні характеристики; методи змінних стану; структурнотопологічні методи. Широке застосування при розробці систем автоматичного управління в інженерній практиці знайшли перший і третій способи. Для аналізу початкової нелінійної системи доцільно застосовувати методи другого способу. Для розробки структури системи автоматичного управління необхідною початковою інформацією є відомості про властивості літака як об'єкту управління і чітко сформульовані вимоги, що пред'являються до САУ.



Рис.1.4. Звіт за результатами аналізу причин відмов САУ на різних етапах польоту за 2010-2020 за результатами експлуатації в наступних авіакомпаніях: АК "Росія", АК "Ангара", СЛО (спеціальний льотний загін), CUBANA de AVIACION, Air Koryo, ГАК "Україна".

Початковими даними є: призначення і тактичне використання літака; геометричні дані літака; масово-інерційні характеристики літака; аеродинамічні характеристики літака; аеродинамічні характеристики літака; кінематичні і кінетичні характеристики літака; експлуатаційні характеристики літака. Основою математичної моделі системи "літак - САУ" є математична модель літака, яка визначається вищенаведеними початковими даними. Критерії стійкості і керованості, критерії якості управління параметрами руху літака визначають структуру САУ і вимоги до її елементів.

Основою розробки і досліджень контуру автоматичного управління літака є математична модель руху літака. У даній роботі літак розглядається як динамічний об'єкт, зміна стану якого описується диференціальними рівняннями.

Процес розробки і досліджень системи "літак - САУ" передбачає наявність двох груп математичних моделей літака. Перша з них

використовується для синтезу законів управління. Друга група моделей необхідна для проведення досліджень і налагодження розробленого алгоритмічного забезпечення системи управління в період обчислювальних експериментів. Для дослідження системи «літак - САУ» використана друга група моделей.

У даній роботі розроблений пакет початкових даних для виконання математичного моделювання контуру автоматичного управління в режимах кутової стабілізації, стабілізації висоти польоту, приладової швидкості і заходу на посадку. Пакет початкових даних включає математичну модель просторового руху літака, висотно-швидкісні характеристики двигуна, аеродинамічні характеристики літака, його інерційно-масові і геометричні характеристики, експлуатаційні обмеження, параметри стандартної атмосфери і штатні закони автоматичного управління САУ. В даний час з причини відсутності штатних законів САУ виконані дослідження з ймовірними передбачуваними законами автоматичного управління.

Основою моделюючого алгоритму є блок-схема системи «САУ-літак», модель вітру, що включає, модель літака з штатним двигуном і модель системи автоматичного управління САУ, що враховує моделі сервопривод і вимірювальних систем (датчиків інформації).

Як початкові режими польоту розглядаються крейсерський режим польоту і захід на посадку. Конфігурація літака відповідно крейсерська і посадочна. Коефіцієнти сил і моментів задаються у вигляді таблиць і відповідають аеродинамічним характеристикам літака Ан.

Для аналізу впливу збурень в математичну модель просторового руху літака вводять математичні моделі вітрових збурень, моментних збурень.

Для дослідження контурів автоматичного управління САУ розроблена структурна схема нелінійної моделі бічного руху літака в системі MATLAB. У даній роботі представлена методика аналізу САУ в режимах стабілізації

тангажу, крену, курсу, висоти польоту і приладової швидкості, а також автоматичного заходу на посадку.

1.2 Вимоги до математичного забезпечення

Можливості сучасної обчислювальної техніки дозволяють значно прискорити терміни проектування САУ.

Основа автоматизованого проектування - математичний опис функціонування системи. В даний час переважають і широко використовуються три способи математичного опису автоматичних систем:

- 1) метод передавальних функцій і тісно пов'язані з ними частотні характеристики;
- 2) метод змінних стану;
- 3) структурно-топологічні методи.

Метод передавальних функцій, по суті, є застосуванням перетворення Лапласа і частотної теорії для вивчення якісної поведінки вирішень звичайних диференціальних рівнянь. Створені для проектування систем з одним входом і одним виходом передавальні функції і частотна теорія до цих пір є основними інженерними методами з методологією, яка склалася. Безпосереднє вивчення початкових диференціальних рівнянь із заданими початковими умовами замінюється в цих методах дослідженням властивостей алгебри деяких функцій, породжуваних системою диференціальних рівнянь. Наприклад, критерій Михайлова і Найквіста засновані на вивченні саме таких функцій.

На розробку і удосконалення частотних методів були витрачені десятиліття, не дивлячись на "машинне століття", вони не втратили свого значення і не вичерпали всіх можливостей. Багаторічні дослідження показали, що по глибині і ступеню завершеності частотні методи у багатьох випадках не мають цілком еквівалентної заміни, а модифікація їх стосовно ЕОМ дозволяє отримувати вельми цінну інформацію про проєктовану систему в стислі терміни.

В основі методу змінних стану лежить представлення диференціальних рівнянь в нормальній формі Коші. Математичним апаратом методу змінних стану є матричне числення і обчислювальні методи лінійної алгебри. У подальшій роботі по розробці технології математичного моделювання необхідно застосовувати поєднання методу з частотними методами.

Топологічні методи спираються на використання методів теорії графів. З погляду технології проектування за допомогою топологічних методів представляє інтерес завдання формування передавальних функцій по структурних схемах. Якщо структура системи вибрана, то, використовуючи передавальні функції динамічних ланок і відомі правила перетворення структурних схем, можна порівняно легко скласти програму отримання передавальної функції розімкненої і замкнутої системи при діях, що управляють. Програма знаходження передавальної функції зводиться до розкриття дужок, приведення подібних членів і впорядковування коефіцієнтів по убиваючих ступенях полінома. Така програма часто є основною при машинних дослідженнях (аналіз стійкості, побудова частотних характеристик і так далі).

Автоматизація формування передавальних функцій дозволяє вести параметричний синтез і аналізувати різні структури. Вразливе місце таких програм - часті випадки переповнювання розрядної сітки зважаючи на погану "обумовленість" полінома. Використання методів теорії графів у поєднанні із структурними числами дає можливість отримувати передавальні функції по будь-якій структурі на мові Си, С++, MATLAB.

Метод змінних стану орієнтований на обчислювальні методи теорії матриць. Якщо потрібно виконати аналіз стійкості по рівняннях змінних стану

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU, \\ Y &= CX, \end{aligned} \quad (1.1)$$

де A , B , C - матриці коефіцієнтів розмірності $n \times n$, $n \times m$, $r \times n$ відповідно; U - вектор дій; m - число входів; r - число виходів то традиційні способи

вимагають попереднього приведення матриці A до характеристичного рівняння вигляду:

$$|A - pE| = (-1)^n (p^n + \alpha_1 p^{n-1} + \dots + \alpha_n) = 0 \quad (1.2)$$

з подальшим застосуванням критеріїв стійкості або кореневих методів. Існуючі критерії стійкості (Раусу, Гурвіця, Лъенара-шипара, Міхайлова) можуть застосовуватися тільки безпосередньо до коефіцієнтів характеристичного рівняння замкнутої системи. Методи локалізації власних чисел матриці A (Гершгоріна, Островського, Брауера і ін.) дають лише достатні умови і малоприматні для широкого використання.

Отримання коефіцієнтів характеристичного рівняння часто пов'язане з труднощами обчислювального характеру. Створені способи визначення всіх власних чисел матриці A , не пов'язані з операцією обчислення коефіцієнтів характеристичного рівняння. Вони засновані на представленні матриці A у вигляді твору ортогональною і майже трикутною форм.

У завданнях аналізу і синтезу автоматичних систем часто є певна специфіка, що не дозволяє повною мірою скористатися стандартними програмами, в основу яких покладені відомі методи. Одна група методів (А.Н. Крилова, А.М. Данільовського і ін.) чутлива до приватних особливостей матриці, наприклад до "провалів", тобто до звироднілості (у сенсі машинної точності) проміжних визначень. Інша (методи, засновані на ідеї Льоверье) не враховує швидке зростання погрішності, що обмежує розмірність вирішуваних завдань. Минулі кореневі методи, що базуються на побудові характеристичного номіналу, також чутливі до накопичення похибок округлення.

Відзначимо ще одну особливість. Не всі традиційні методи теорії автоматичного управління однаково добре пристосовані до машинної реалізації. Утруднення зустрічаються при реалізації D -розбиття, частотних методів, формуванні передавальних функцій по структурних схемах. Все ж таки метод D -розбиття є єдиним без пошуковим методом і може бути успішно

використаний при побудові областей стійкості не тільки в автоматичних системах, але і в чисельних методах.

Метод D- розбиття можна істотно видозмінити, спростити і зробити більш універсальним шляхом введення полінома Чебишева. Поліноми Чебишева, володіючи властивостями як гармонійних, так і ортогональних функцій, є унікальними і неначе спеціально створені для ЕОМ.

Вони, зокрема, дозволяє вести операції в речовій арифметиці, що само по собі є перспективним з погляду можливої модифікації деяких традиційних методів, бо розрахунки в комплексній арифметиці збільшує об'єм обчислень в чотири рази.

Інший приклад - автоматизація побудови передавальних функцій в складних структурних схемах. Найбільш поширені алгоритмічні мови пристосовані для операцій з числами і не цілком підходять для обробки буквеної інформації.

Нові обчислювальні методи, що створюються на основі графів і структурних чисел, дозволяють обійти ці труднощі і значно зменшити похибки округлення.

Машинна реалізація логарифмічних частотних характеристик має ряд особливостей. Отримання амплітудної характеристики не викликає труднощів. Трудність криється в обчисленні фазової характеристики, яка в загальному випадку знаходиться не тільки в першому квадранті, тобто є розривною. Видозміна методу частотних характеристик стосовно машинної реалізації приводить до запобігання помилковим стрибкам фази і в цілому підвищує інформаційну цінність методу частотних характеристик. Наприклад, в перспективі опиняється доцільним будувати нові частотні характеристики - лінії рівних запасів стійкості по фазі.

Проектування САУ для літака виконано розробниками на основі теорії лінійних систем автоматичного управління. Тому для математичного

моделювання системи "літак-САУ" основою синтезу і аналізу є теорія лінійних систем.

Для забезпечення завдань автоматичного управління і безпеки польоту до систем автоматичного управління (САУ) пред'являються наступні вимоги:

1. Система управління повинна забезпечувати управління літальним апаратом на всіх режимах, визначуваних його призначенням, з необхідною точністю, при допустимому психофізіологічному навантаженні екіпажу. Для задоволення цієї комплексної вимоги система управління повинна:

- дозволяти здійснювати управління з допустимим спотворенням вхідного сигналу, без помітного запізнювання вихідного сигналу;
- забезпечувати простий і надійний перехід з одного режиму роботи на інший без ударів і різкої зміни параметрів руху;
- забезпечувати ергономічну відповідність властивостей технічним можливостям льотчика-оператора і, як наслідок, необхідні динамічні властивості замкнутого контуру управління "льотчик - система управління - ЛА";
- дозволяти покращувати льотно-технічні характеристики літака;
- запобігати можливості відведення керма при деформації конструкції і виникненню автоколивань контуру "система управління - ЛА";
- зберігати працездатність при дії зовнішніх обурень і не створювати перешкод для роботи інших бортових систем.

2. Система управління повинна забезпечувати високу безпеку польотів. Для задоволення цієї комплексної вимоги система управління повинна:

- володіти практичною безвідмовністю, що досягається високою надійністю її елементів і резервуванням;
- забезпечувати можливість парирування наслідків відмов техніки (у тому числі і самої системи управління);
- мати чітку індикацію відмов техніки і забезпечувати надійний контроль її працездатності;

- дозволяти аварійний перехід з автоматичного режиму роботи на ручний;
- мати контур безпеки, застережливий і запобігаючи виходу апарату в горизонтальний політ з будь-якого положення в просторі;
- задовольняти ряду приватних вимог безпеки польоту, що знайшли віддзеркалення в офіційних документах.

3. Система управління повинна задовольняти таким загальним вимогам, що пред'являються до всіх агрегатів і систем літака, як високі експлуатаційна технологічність і ремонтпридатність, мінімальні маса, габарити і вартість, дозволяти використовувати стандартизовані і уніфіковані деталі і агрегати.

Відповідно до вищенаведених вимог технологія математичного моделювання повинна забезпечити попередній аналіз їх виконання.

Тоді до математичного моделювання системи «літак - САУ» відповідно до завдань автоматичного управління пред'являються наступні вимоги:

У відповідності с п. 8.2.2.12 «Авіаційних правил» АП-25 математична модель «літак - САУ» і програма моделювання повинні відтворювати (табличний або графічно) просторово-часову траєкторію руху літака в нормальній земній системі координат .

Моделюванням процесів роботи САУ повинно бути показано, що відхилення поверхонь літака, що управляють, при будь-яких обуреннях (відмовах) не повинні перевищувати заданих значень, наприклад, 5° - по керму висоти від положення балансування, 8° - по елеронах, 10° - по керму напрямку.

Моделювання на обчислювальній техніці обурених рухів літака, викликаних відмовою окремих елементів САУ і устаткування, що сполучається, включених в контур управління, повинно давати достовірну оцінку її відмовостійкості в очікуваних умовах експлуатації.

Математична модель системи «літак-сау» повинна відтворювати процес аварійного відключення САУ і перехід на ручне управління. При цьому літак не повинен виходити за експлуатаційні обмеження при невтручанні пілота

протягом вказаного інтервалу часу, якщо парировання відмови вимагає складніших дій.

Математичні моделі системи «літак-сау» повинні забезпечувати визначення параметрів точності регулювання, а саме:

- середні значення - оцінки математичних очікувань;
- середньоквадратичні оцінки;
- максимальні значення - амплітуди перерегулювання;
- кореляційні функції параметрів руху;
- час виходу на задані значення кутів тангажу, крену і курсу, висоти і швидкості польоту (число M), нормального перевантаження і інші параметри, що характеризують режим САУ;
- коефіцієнти загасання контрольованих параметрів управління.

Математичне моделювання режимів САУ повинне супроводжуватися їх візуалізацією і можливістю коректування структури і параметрів САУ літака в діалоговому режимі.

Математичне моделювання системи «літак - САУ» полягає в аналізі структури і її параметрів, а також чисельному експерименті процесу керування літаком.

Аналіз структури і якості функціонування системи ґрунтується на методах теорії автоматичного управління. Відомо, що початкова система «літак - САУ» є нелінійною. В даний час не розроблені загальні методи математичного аналізу нелінійних систем вище другого порядку. З іншого боку, пам'ятаючи про те, що основним принципом автоматичного управління є принцип управління «в малому», в даний час для аналізу і синтезу САУ застосовують лінійні моделі процесу управління. У інженерній практиці широку апробацію і застосування знайшли наступні методи аналізу і синтезу лінійних систем:

1. Для дослідження стійкості лінійних автоматичних систем:
 - критерій стійкості Гурвіця;

- критерій стійкості Михайлова;
- критерій стійкості Найквіста;
- визначення стійкості по логарифмічних амплітудно-частотних характеристиках і фазочастотним характеристиках; і ін.

2. Для оцінки якості процесу управління:

- методи оцінки якості регулювання в сталому режимі;
- методи оцінки якості перехідного процесу при дії ступінчастої функції (оцінюється час регулювання t_p , перерегулювання s , частота коливань w , число коливань n , час досягнення першого максимуму t_{max} , час наростання перехідного процесу t_n , коефіцієнт загасання ρ і ін.);
- методи оцінки якості регулювання при гармонійних діях;
- кореневі методи оцінки якості регулювання;
- метод кореневого годографа;
- методи інтегральних оцінок;
- частотні методи оцінки якості регулювання.

3. Для забезпечення стійкості, підвищення якості управління і модифікації структури САУ застосовують:

- пристрої, що коректують (визначають закони автоматичного управління);
- елементи (пасивні чотиріполюсники постійного струму; активні чотиріполюсники змінного струму);
- методи підвищення точності в сталих режимах (введення ізодром в ланцюг датчиків параметрів руху, в ланцюг зворотного зв'язку каналу управління і ін.);
- методи забезпечення стійкості і підвищення запасу стійкості (введення форсуючих ланок і так далі);
- метод кореневого годографа;

– метод пристроїв, що коректують, по логарифмічних і аплітудно-частотним характеристиках.

Вимоги до структури і функціонування

Система повинна включати:

- модулі формування математичних моделей літака з САУ;
- модулі розрахунку коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів;
- модулі розрахунку перехідного процесу.

Діалог з користувачем в процесі роботи зі всіма модулями, візуалізація графіків залежності коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів і динаміки руху літака протягом перехідного процесу здійснюється за допомогою системи Matlab.

Робота з програмним забезпеченням ведеться таким чином:

- вводяться графіки залежності аеродинамічних сил і моментів у вигляді наборів крапок і програмне забезпечення апроксимує їх SPLINE-функціями і зберігає у вигляді файлів, що надалі дозволяє коректувати графіки;
- формується схема САУ;
- вводяться параметри польоту, модель літака встановлюється в початкове положення і програмне забезпечення розраховує перехідною процес.

Вимоги до функцій програмного забезпечення

Програмне забезпечення повинне забезпечувати:

- формування системи нелінійних диференціальних рівнянь контуру «літак-САУ»;
- введення геометричних, аеродинамічних і інерційно-масових характеристик літака, параметрів польоту і збурювальних дій, а також передавальних функцій і параметрів системи автоматичного керування літаком;

- визначення перехідного процесу системи автоматичного керування літаком шляхом вирішення диференціального рівняння;
- візуалізацію динаміки руху літака в процесі руху протягом перехідного процесу.

1.3 Розробка пакету вихідних даних для моделювання САУ

Для аналізу і моделювання динаміки системи "літак - САУ" необхідні такі вихідні дані:

1) геометричні дані літака:

- площа крила S , м²;
- розмах крила l , м;
- середня аеродинамічна хорда (САХ) b_a , м;
- кут установки крила щодо будівельної горизонталі фюзеляжу та САХ, град;
- кути відхилення закрилків, град
- кути відхилення елеронів, град
- максимальні кути відхилення керма висоти, град
- максимальні кути відхилення керма напрямку, град;

і ін., необхідні в процесі формування математичних моделей для заданого режиму САУ.

2) характеристики силової установки літака:

- висотно-швидкісні характеристики двигуна;
- кут установки двигуна щодо , град;
- кількість двигунів;

3) характеристики системи управління:

- системи управління кермом висоти, елеронами, кермом напрямку, закрилками, інтерцепторами та інше .;
- кінематичні характеристики управління.

4) вагові, інерційні і центрувальні характеристики:

- маса спорядженого літака, кг;
- максимальна злітна маса, кг;
- максимальна посадкова маса, кг;
- максимальна маса комерційного навантаження, кг;
- моменти інерції літака;
- діапазон експлуатаційних центрівок;
- діаграма експлуатаційних ваг і центрівок.

5) експлуатаційні обмеження:

- максимальна експлуатаційна швидкість, км / год;
- максимальна допустима швидкість в польоті з відхиленими закрилками, км / год;
- максимальна експлуатаційна маневрена перевантаження $n_{ue\ max}$;
- мінімальна експлуатаційна маневрена перевантаження $n_{ue\ min}$;
- допустимі кути атаки, град;
- допустимий кут крену, град;
- максимальні рекомендовані кути крену при візуальному польоті і

при польоті за приладами, град.

б) основні конфігурації літака:

- крейсерська;
- злітна;
- посадкова;
- при виході на друге коло.

7) аеродинамічні характеристики:

- залежності коефіцієнта аеродинамічного поздовжньої сили C_x від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;
- залежності коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили C_y від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;
- залежності коефіцієнта аеродинамічного поперечної сили C_z від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;

- залежності коефіцієнта аеродинамічного моменту крену M_x від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління.

- залежності коефіцієнта аеродинамічного моменту крену M_u від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;

- залежності коефіцієнта аеродинамічного моменту крену M_z від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління.

8) Характеристики сервоприводу:

- постійна часу виконавчого елемента сервоприводу (рульового агрегату, рульового приводу);

- максимальні швидкості переключення рульових поверхонь: керма висоти, елеронів, керма напрямку, закрилків, інтерцепторів.

Більш повний перелік аеродинамічних характеристик літака, кінематичних параметрів системи управління літаків слід уточнювати відповідно до вихідних даних для розрахунку характеристик стійкості, керованості і динаміки польоту.

До переліку вихідних даних для математичного моделювання системи "літак-САУ" відносяться моделі просторового руху, пересування і бічного рухів. Відповідно до цілей (ідеологією) управління літаком і критеріями стійкості і керованості в контурах демпфірування, кутового управління і траєкторного демпфірування, кутового управління і траєкторного управління повинні бути представлені моделі, що враховують особливості аеродинаміки літака. При цьому аеродинамічні характеристики літаків повинні бути представлені в моделях у вигляді поліномів. Комплекс моделей літака повинен відповідати режимам автоматичного управління САУ, а саме:

1) характеристики силової установки літака:

- висотно-швидкісні характеристики двигуна;
- кут установки двигуна щодо , град;
- кількість двигунів;

2) характеристики системи управління:

- системи управління кермом висоти, елеронами, кермом напрямку, закрилками, інтерцепторами та інше.;

- кінематичні характеристики управління.

- 3) вагові, інерційні і центрувальні характеристики:

- маса спорядженого літака, кг;

- максимальна злітна маса, кг;

- максимальна посадкова маса, кг;

- максимальна маса комерційного навантаження, кг;

- моменти інерції літака;

- діапазон експлуатаційних центрівок;

- діаграма експлуатаційної ваги і центрівок.

4) експлуатаційні обмеження:

- максимальна експлуатаційна швидкість, км / год;

- максимальна допустима швидкість в польоті з відхиленими закрилками, км / год;

- максимальна експлуатаційна маневрена перевантаження $n_{ue\ max}$;

- мінімальна експлуатаційна маневрена перевантаження $n_{ue\ min}$;

- допустимі кути атаки, град;

- допустимий кут крену, град;

- максимальні рекомендовані кути крену при візуальному польоті і при польоті за приладами, град.

5) основні конфігурації літака:

- крейсерська;

- злітна;

- посадкова;

- при виході на друге коло.

б) аеродинамічні характеристики:

- залежності коефіцієнта аеродинамічного поздовжньої сили C_x від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;

- залежності коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили C_y від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;
- залежності коефіцієнта аеродинамічного поперечної сили C_z від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;
- залежності коефіцієнта аеродинамічного моменту крену M_x від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління.
- залежності коефіцієнта аеродинамічного моменту крену M_y від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління;
- залежності коефіцієнта аеродинамічного моменту крену M_z від параметрів руху літака, механізації літака і органів управління.

7) Характеристики сервоприводу:

- постійна часу виконавчого елемента сервоприводу (рульового агрегату, рульового приводу);
- максимальні швидкості переключки рульових поверхонь: керма висоти, елеронів, керма напрямку, закрилків, інтерцепторів.

Більш повний перелік аеродинамічних характеристик літака, кінематичних параметрів системи управління літаків слід уточнювати відповідно до вихідних даних для розрахунку характеристик стійкості, керованості і динаміки польоту.

До переліку вихідних даних для математичного моделювання системи "літак-САУ" відносяться моделі просторового руху, пересування і бічного рухів. Відповідно до цілей (ідеологією) управління літаком і критеріями стійкості і керованості в контурах демпфірування, кутового управління і траєкторного демпфірування, кутового управління і траєкторного управління повинні бути представлені моделі, що враховують особливості аеродинаміки літака. При цьому аеродинамічні характеристики літаків повинні бути представлені в моделях у вигляді поліномів. Комплекс моделей літака повинен відповідати режимам автоматичного управління САУ, а саме:

- 1) автоматичне балансування;

2) "Суміщене управління" (в фазі «стабілізація» реалізується автоматична стабілізація крену γ , тангажу ν і курсу ψ , а в фазі «маневрування» - управління кутами);

- 3) "Зліт";
- 4) "Стабілізація висоти";
- 5) "Посадка";
- 6) "Курсова зона";
- 7) "Зворотній промінь";
- 8) "Швидкість-мах";
- 9) "Відхід на друге коло";
- 10) "Горизонтальна навігація";
- 11) "Вертикальна навігація";
- 12) "Вертикальна швидкість";
- 13) "Вихід на заданий ешелон";
- 14) "Заданий колійної кут";
- 15) "Заданий курс".

Таким чином, перелік вихідних даних включає аеродинамічні характеристики літака і комплекс математичних моделей, що забезпечує моделювання режимів автоматичного управління з метою їх глибокого аналізу.

1.5. Висновки за першим розділом

1. На основі комплексного аналізу наукових літературних джерел, світовому досвіді (див. рис.1.3) та експлуатації вітчизняних літаків іноземними та місцевими авіакомпаніями (див. рис.1.4) окреслено проблему управління польотом регіонального літака при заході на посадку. Обґрунтовано необхідність розгляду етапу заходу на посадку, який є одним з найбільш складних та відповідальних етапів 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 завантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями значно ускладнює ручне управління. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу

2. 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.

3. Створено пакет вихідних даних для моделювання системи автоматичного управління. Для оцінки досліджуваного режиму САУ створено моделюючий комплекс. Він формується на основі комплексу математичних моделей літака, штатної системи вимірювання, штатних законів (алгоритмів) автоматичного управління, прогнозованих збурень, які діють на об'єкт управління і систему вимірювання, а також заданих критеріїв і мети управління.

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

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. Просвирин 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. 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.

6. 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

РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ КОНТУРУ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ ПІД ЧАС ВИХОДУ НА КУРОВУ ЗОНУ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ НА НІЙ

2.1. Розробка математичної моделі бічного руху повітряного судна під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній

Математична модель просторового руху літака. 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.

При отриманні рівнянь просторового руху приймаються такі спрощення:

- літаком є абсолютно жорстке тіло з постійними інерційно-масовими характеристиками;
- осі зв'язаної системи координат співпадають з головними осями інерції, тобто відцентровані моменти інерції рівні нулю;
- вектор тяги, прикладений до центру мас, не утворює додаткові моменти;
- земля плоска, не обертається і не переміщається в інерціальному просторі, тобто, не враховуються переносні і коріолісові сили і моменти;
- повітряний простір нерухомий.

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

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{R}; \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M} \quad (2.1)$$

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} .

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_P + \vec{\Omega} \times \vec{A}. \quad (2.2)$$

У такому вигляді векторні рівняння (2.1) проєктують 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 (2.2).

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

$$mV\dot{\theta} = P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \theta ; J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y = M_x ;$$

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

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

$$\begin{aligned} \sin \alpha &= [\sin \vartheta \cos \theta - \cos \vartheta \sin \theta \cos(\psi - \Psi)] \cos \gamma_a - \cos \vartheta \sin \gamma_a \sin(\psi - \Psi); \sin \beta \\ &= [\cos \gamma \sin(\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \Psi)] \cos \theta - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma ; \cos \gamma_a \\ &= (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \theta ; \end{aligned}$$

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

$$\begin{aligned}
\dot{\gamma} &= \omega_x + tg\vartheta(\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma); \\
\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
\dot{Y}_g &= \dot{H} = V \sin \theta; \\
\dot{X}_g &= V \cos \theta \cos \Psi; \\
\dot{Z}_g &= -V \cos \theta \sin \Psi.
\end{aligned} \tag{2.3}$$

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 θ й шляхового кута Ψ 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 .

Під час запису в траєкторній системі координат у рівняннях сил добре проявляється динаміка зміни параметрів польоту під дією аеродинамічних сил й, крім того, рівняння сил мають простий вигляд, оскільки вісь OX_k траєкторної системи координат співпадає з вектором швидкості, а проекції вектору швидкості на вісь OY_k, OZ_k рівні нулю [21].

Наступні три рівняння системи розкривають закон збереження моменту кількості руху. Ці рівняння записані у зв'язаній системі координат й описують зміни швидкості обертання літака під впливом аеродинамічних моментів M_x, M_y, M_z .

Наступні три рівняння – це геометричні відношення для визначення кута атаки α , кута ковзання β й швидкісного кута крену γ_a , необхідні для визначення сил, що діють на літак, в проекціях на вісі траєкторної системи координат.

Геометричні відношення отримані шляхом прирівнювання матриці направляючих косинусів A_x^{xa} прямого переходу від зв'язаної системи координат до швидкісної до добутку матриць $A_x^{xg} \cdot A_{xg}^{xa}$ послідовного переходу від зв'язаної системи координат до нормальної й далі від нормальної до

швидкісної. Така процедура може бути записана у вигляді матричного рівняння.

Кінематичні відношення доповнюють систему рівнянь до повної й описують зміну кутів крену γ , тангажу ϑ й ристання ψ . Кінематичні відношення отримані шляхом запису проєкцій швидкостей змін кутів крену $\dot{\gamma}$, тангажу $\dot{\vartheta}$ й ристання (проєкцій кутової швидкості обертання зв'язаної системи координат навколо нормальної) на осі зв'язаної системи координат:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta ; \\ \omega_y &= \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma ; \\ \omega_z &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma,\end{aligned}\quad (2.4)$$

с подальшим розв'язуванням отриманої системи рівнянь. Аналогічно для рівняння сил отримані проєкції кутової швидкості обертання траєкторної системи координат навколо нормальної [3]:

$$\begin{aligned}\omega_{yк} &= \dot{\Psi} \cos \theta ; \\ \omega_{zк} &= \dot{\theta}.\end{aligned}\quad (2.5)$$

Останні три рівняння системи необхідні для дослідження траєкторного руху літака. Крім цього, рівняння, що описує зміну висоти польоту \dot{H} , необхідне для виявлення функціональних залежностей аеродинамічних сил й моментів, а також тяги двигуна від густини повітря, що змінюється з висотою польоту.

При розкритих залежностей аеродинамічних сил й моментів, а також тяги двигуна від параметрів польоту й відомого зв'язку параметрів атмосфери з висотою польоту, система рівнянь, що описує літак, як об'єкт керування, повністю замикається.

До бічного руху прийнято відносити рух центру мас літака вздовж поперечної осі OZ , його обертання навколо нормальної вісі OY й продольної вісі OX зв'язаної системи координат. При вивченні ізольованого бічного руху припускають, що його параметри не залежать від характеристик поздовжнього руху. Це припущення з необхідною для практики точністю виконується при постійності кінематичних параметрів поздовжнього руху

V, α, ϑ . Звичайно, що в цьому випадку швидкість тангажу $\omega_z = 0$. Крім того, параметри продольного руху α, ϑ , а також бічного руху γ, β незначно відхиляються від відповідних програмному руху значень. Зазвичай у якості програмного (незбуреного) режиму розглядається прямолінійний горизонтальний політ ($\vartheta_a = \Theta \equiv 0$) з малими кутами атаки α , тангажу ϑ , крену γ й ковзання β .

При прийнятих вище припущеннях, можна записати рівняння, що описують бічний рух:

$$\begin{aligned} I_x \cdot \dot{\omega}_x &= M_x \\ I_y \cdot \dot{\omega}_y &= M_y \\ m(\dot{V}_z + \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x) &= R_z. \end{aligned} \quad (2.6)$$

У лівій частині рівняння сил, спроектованих на поперечну вісь, незалежними змінними є V_x, V_y, V_z . Проекції швидкості польоту на осі зв'язаної системи координат $OXYZ$ можна отримати за допомогою матриці переходу:

$$\begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} = A_a^c \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = (A_c^a)^T \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V \cdot \cos \beta \cdot \cos \alpha \\ -V \cdot \cos \beta \cdot \sin \alpha \\ V \sin \beta \end{pmatrix}. \quad (2.7)$$

Сила R_z в правій частині рівняння сил системи (2.3) складається з аеродинамічної поперечної сили Z й проекції сили тяжіння на поперечну вісь G_z , тобто

$$R_z = Z + G_z. \quad (2.8)$$

Поперечна аеродинамічна сила визначається відношенням

$$Z = c_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \quad (2.9)$$

де $c_z \cong c_z(\beta)$.

В межах плавного обтікання (при достатньо малих кутах атаки й ковзання) коефіцієнт аеродинамічної поперечної сили є лінійною функцією кута ковзання і його можна виразити лінійним наближеним рівнянням, тобто

$$c_z = c_z^\beta \cdot \beta, \quad (2.10)$$

де c_z^β - похідна коефіцієнта аеродинамічної поперечної сили по куту ковзання.

Проекція сили тяжіння на вісь OZ зв'язаної системи координат рівна:

$$G_z = G \cdot \sin \gamma \cdot \cos \vartheta. \quad (2.11)$$

Аеродинамічні моменти крену та рискання, що входять в праві частини рівнянь моментів системи (2.3), визначаються відношеннями:

$$\begin{aligned} M_x &= m_x \cdot \frac{\rho \cdot V_2}{2} \cdot S \cdot l \\ M_y &= m_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l, \end{aligned} \quad (2.12)$$

где $m_x = m_x(\omega_x, \omega_y, \beta, \delta_\vartheta, \delta_H)$; $m_y = m_y(\omega_x, \omega_y, \beta, \delta_\vartheta, \delta_H)$; $V = const$; l - размах крила.

В загальному випадку коефіцієнти аеродинамічних моментів крену та рискання є нелінійними функціями параметрів польоту. Проте при достатньо маленьких кутах α та β в межах плавного обтікання ці коефіцієнти можуть бути представлені лінійними комбінаціями параметрів бічного руху, тобто

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_x^\beta \cdot \beta + m_x^{\delta_\vartheta} \cdot \delta_\vartheta + m_x^{\delta_H} \cdot \delta_H; \\ m_y &= m_y^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_\vartheta} \cdot \delta_\vartheta + m_y^{\delta_H} \cdot \delta_H, \end{aligned} \quad (2.13)$$

де індексами зверху позначені відповідні частинні похідні коефіцієнтів аеродинамічних моментів.

Приймаючи до уваги відношення (2.4) – (2.10), систему диференціальних рівнянь (2.3), що описують ізольований бічний рух, зведемо до вигляду:

$$\begin{aligned} I_x \cdot \dot{\omega}_x &= \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l \cdot (m_x^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_x^\beta \cdot \beta + m_x^{\delta_\vartheta} \cdot \delta_\vartheta + m_x^{\delta_H} \cdot \delta_H); \\ I_y \dot{\omega}_y &= \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l \cdot (m_y^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_\vartheta} \cdot \delta_\vartheta + m_y^{\delta_H} \cdot \delta_H); \\ m \cdot V \cdot (\dot{\beta} \cdot \cos \beta - \omega_x \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta - \omega_y \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta) &= c_z^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \beta + G \cdot \cos \vartheta \cdot \sin \gamma. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Система (2.11) складається з трьох рівнянь та містить чотири незалежних змінних: $\beta, \gamma, \omega_x, \omega_y$. Так як кількість невідомих перевищує кількість рівнянь, що увійшли до системи, то її необхідно доповнити одним

рівнянням. Таким додатковим співвідношенням є кінематичне рівняння, що при $\omega_z = 0$ має вигляд

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \operatorname{tg} \vartheta. \quad (2.15)$$

Таким чином, система рівнянь (2.11) та (2.12) при заданих законах відхилення органів керування креном й ристанням повністю описує ізольований бічний рух відносно центру мас ЛА, тобто є замкненою.

Під час керування рухом центру мас до цієї системи необхідно додати рівняння

$$V_{z_g} = \dot{\zeta} = -V \cdot \sin \psi_a, \quad (2.16)$$

де $\dot{\zeta}$ - швидкість руху центру мас ЛА вздовж вісі OZ_g нормальної системи координат; ψ_a - швидкісний кут ристання, що при $\vartheta_a = 0$ визначається наступним чином

$$\sin \beta = \cos \gamma \cdot \sin(\psi - \psi_a) + \sin \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \cos(\psi - \psi_a). \quad (2.17)$$

У відношення (2.14) входить кут ристання ψ . Додатковим кінематичним відношенням є наступне рівняння

$$\dot{\psi} = \omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \sec \vartheta. \quad (2.18)$$

Серед рівнянь, що описують бічний рух ЛА, є нелінійні рівняння (третє рівняння системи (2.11), рівняння (2.12), (2.14)), що ускладнює використання математичної моделі для аналізу та синтезу контурів автоматичного керування.

Виконаємо лінеаризацію цих рівнянь, узявши у якості програмного режиму польоту прямолінійний горизонтальний політ з постійною швидкістю й малими кутами атаки, тангажу, крену й ристання. Прийmemo наступні припущення:

1. $\Theta^0 = \vartheta^0 = 0; \alpha^0 = \vartheta^0; \sin \alpha^0 \approx \alpha^0; \sin \vartheta^0 \approx \vartheta^0; \sin \gamma^0 \approx \gamma^0; \cos \alpha^0 \approx 1; \cos \vartheta^0 \approx 1; \cos \gamma^0 \approx 1; \cos \beta^0 \approx 1; \sin \beta^0 \approx \beta^0.$ (2.19)
2. Параметри збуреного руху відмінні від параметрів незбуреного (програмного) руху на незначні величини, тобто має місце відношення:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \omega_x^0 + \Delta\omega_x; \omega_y = \omega_y^0 + \Delta\omega_y; \gamma = \gamma^0 + \Delta\gamma; \\
\psi &= \psi^0 + \Delta\psi; \psi_a = \psi_a^0 + \Delta\psi_a; \beta = \beta^0 + \Delta\beta; \\
\zeta &= Z^0 + \Delta Z; \delta_\gamma = \delta_\gamma^0 + \Delta\delta_\gamma; \delta_H = \delta_H^0 + \Delta\delta_H; \\
M_x &= M_x^0 + \Delta M_x; M_y = M_y^0 + \Delta M_y; Z = Z^0 + \Delta Z.
\end{aligned} \tag{2.20}$$

Рівняння лінійного наближення, як це прийнято у теорії автоматичного управління, запишемо у відхиленнях. Функціональним залежностям (2.9), (2.10) відповідають прирости аеродинамічних моментів крену й ристання:

$$\begin{aligned}
\Delta M_x &= (m_x^{\omega_x} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_x + (m_x^{\omega_y} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_y + (m_x^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\beta + \\
&+ (m_x^{\delta_\gamma} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_\gamma + (m_x^{\delta_H} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_H; \\
\Delta M_y &= (m_y^{\omega_x} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_x + (m_y^{\omega_y} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_y + \\
&+ (m_y^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\beta + (m_y^{\delta_\gamma} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_\gamma + (m_y^{\delta_H} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_H.
\end{aligned} \tag{2.21}$$

З відношень (2.6), (2.7) для приросту аеродинамічної поперечної сили отримаємо формулу

$$\Delta Z = c_Z^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \beta. \tag{2.22}$$

Частинні похідні, що входять у формули вище, беруться в точці, що відповідає не збуреному руху. Індекс 0 в подальшому будемо опускати[19].

В формулах частинні похідні коефіцієнтів аеродинамічних моделей записані по розмірним кутовим швидкостям. Проте у динаміці польоту ці похідні беруться за безрозмірними кутовими швидкостями. Формули, що пов'язують розмірні частинні похідні з безрозмірними, мають вигляд

$$\begin{aligned}
m_x^{\omega_x} &= \frac{l}{V} \cdot m_x^{\bar{\omega}_x}; m_x^{\omega_y} = \frac{l}{V} \cdot m_x^{\bar{\omega}_y}; \\
m_y^{\omega_x} &= \frac{l}{V} \cdot m_y^{\bar{\omega}_x}; m_y^{\omega_y} = \frac{l}{V} \cdot m_y^{\bar{\omega}_y}.
\end{aligned} \tag{2.23}$$

У якості безрозмірних кутових швидкостей у формулах (2.20) прийняті відносні величини

$$\bar{\omega}_x = \frac{l}{V} \cdot \omega_x; \bar{\omega}_y = \frac{l}{V} \cdot \omega_y. \quad (2.24)$$

Ліанеризуємо в точці, що відповідає незбуреному руху, при прийнятих вище припущеннях нелінійні члени, що входять в ліву частину рівняння сил. Результати лінеаризації запишемо у відхиленнях:

$$\begin{aligned} \Delta(\dot{\beta} \cdot \cos \beta) &\approx \Delta\dot{\beta}; \Delta(\omega_x \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta) \approx 0; \Delta(\omega_y \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta) \approx \Delta\omega_y; \\ \Delta(\omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \operatorname{tg} \vartheta) &\approx 0; \Delta[\cos \gamma \cdot \sin(\psi - \psi_a)] \approx \Delta\psi - \Delta\psi_a; \\ \Delta(V \cdot \sin \psi_a) &\approx V \cdot \Delta\psi_a; \Delta[\sin \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \cos(\psi - \psi_a)] \approx 0; \\ \Delta(\omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \sec \vartheta) &\approx \Delta\omega_y. \end{aligned} \quad (2.20)$$

Введемо відносні безрозмірні координати:

$$\begin{aligned} \bar{\gamma} &= \Delta\gamma; \bar{\psi} = \Delta\psi; \bar{\psi}_a = \Delta\psi_a; \bar{\beta} = \Delta\beta; \\ \bar{\delta}_\vartheta &= \Delta\delta_\vartheta; \bar{\delta}_n = \Delta\delta_n; \bar{\zeta} = \frac{\Delta Z}{\tau_a \cdot V}; \tau_a = \frac{m}{\rho \cdot V \cdot S}. \end{aligned} \quad (2.25)$$

Кутові швидкості ω_x, ω_y зберігають розмірність 1/с. Нижче відносні координати будемо писати без рисочки зверху. Замість приростів $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y$ будуть використовуватися позначення ω_x, ω_y .

Враховуючи вищі зазначені відношення запишемо систему лінеаризованих рівнянь ізольованого бічного руху:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \cdot \omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \cdot \omega_y + a_{m_x}^{\beta} \cdot \beta &= a_{m_x}^{\delta_\vartheta} \cdot \delta_\vartheta + a_{m_x}^{\delta_n} \cdot \delta_n \\ \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \cdot \omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \cdot \omega_y + a_{m_y}^{\beta} \cdot \beta &= a_{m_y}^{\delta_\vartheta} \cdot \delta_\vartheta + a_{m_y}^{\delta_n} \cdot \delta_n \\ \dot{\beta} - \omega_y + a_z^{\beta} \cdot \beta + a_z^{\gamma} \cdot \gamma &= 0 \\ \dot{\gamma} - \omega_x &= 0 \\ \dot{\psi} - \omega_y &= 0 \\ \dot{\zeta} &= -V \cdot \psi \\ \dot{\psi}_a - a_z^{\beta} \cdot \beta - a_z^{\gamma} \cdot \gamma &= 0. \end{aligned} \quad (2.26)$$

Коефіцієнти, що входять до системи рівнянь визначають з відношень:

$$\begin{aligned}
a_{m_x}^{\omega_x} &= -\sigma_x \cdot m_x^{\bar{\omega}_x}; a_m^{\omega_y} = -\sigma_x \cdot m_x^{\bar{\omega}_y}; a_{m_x}^\beta = -\sigma_x \cdot m_x^\beta \cdot \frac{V}{l}; \\
a_{m_y}^{\omega_x} &= -\sigma_y \cdot m_y^{\bar{\omega}_x}; a_{m_y}^{\omega_y} = -\sigma_y \cdot m_y^{\bar{\omega}_y}; a_{m_y}^\beta = -\sigma_y \cdot m_y^\beta \cdot \frac{V}{l}; \\
a_{m_x}^{\delta_\vartheta} &= \sigma_x \cdot m_x^{\delta_\vartheta} \cdot \frac{V}{l}; a_{m_x}^{\delta_\eta} = \sigma_x \cdot m_x^{\delta_\eta} \cdot \frac{V}{l}; a_{m_y}^{\delta_\vartheta} = \sigma_y \cdot m_y^{\delta_\vartheta} \cdot \frac{V}{l}; \\
a_m^{\delta_\eta} &= \sigma_\eta \cdot m_y^{\delta_\eta} \cdot \frac{V}{l}; a_z^\beta = -\frac{c_z^\beta}{2 \cdot \tau_a}; a_z^\gamma = -\frac{g}{V};
\end{aligned}$$

$$\sigma_x = \frac{m \cdot l^2}{2 \cdot I_x \cdot \tau_a}; \sigma_y = \frac{m \cdot l^2}{2 \cdot I_y \cdot \tau_a}; \tau_a = \frac{m}{\rho \cdot V \cdot S}, \quad (2.27)$$

де l - размах крила.

Останнє з рівнянь (2.22) отримане з урахуванням відношення

$$\Delta \Psi_a = \Delta \psi - \Delta \beta, \quad (2.28)$$

у яке після диференціювання підставленні значення $\dot{\psi}$ та $\dot{\beta}$ з попередніх рівнянь.

У відношеннях частинні похідні беруться при значеннях параметрів, що відповідають програмному руху. Зміна маси та моментів інерції не враховується.

Параметри польоту ψ , Ψ_a , ζ не входять в інші рівняння системи й можуть розглядатися окремо.

Стійкість бічних рухів буде визначатися першими чотирьома рівняннями системи.

2.2 Розробка математичної моделі збурень

Серед всіх метеорологічних факторів найбільший вплив на динаміку польоту здійснює вітер. Вітром називається будь-який рух повітря (атмосфери) відносно земної поверхні. Рух атмосфери має турбулентний, тобто хаотичний, характер. Деякі складові цього руху характеризуються настільки великими масштабами, що з точністю з точки зору динаміки польоту їх можна розглядати як рух повітряних мас, в якому середнє значення швидкості вітру зберігається постійним або майже постійним протягом

польоту літака на відстань у сотні кілометрів. До таких рухів відносяться і струні течії. 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. Описані великомасштабні рухи атмосфери завжди супроводжують рухи повітря значно меншого масштабу, що мають назву турбулентність. Під турбулентністю атмосфери з точки зору практики польотів прийнято розуміти такий її стан, коли у визначеній області мають місце пориви вітру, випадкові як по величині так і по напрямку, протяжністю у декілька кілометрів та менше. Політ в турбулентній атмосфері пов'язаний з виникненням перенавантажень, лінійних коливань центру мас та кутових коливань відносно центру мас (“бовтанка”). За високої інтенсивності турбулентності перенавантаження можуть досягати настільки значних величин, що літак втрачає керованість, а у виключних випадках руйнується. 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]:

- інтервал великомасштабних рухів повітря;
- інерційний інтервал;
- в'язкий інтервал.

Для першого 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.

Турбулентні зони у вільній атмосфері розміщуються у вигляді порівняно тонких шарів, що займають великі площі з доволі чіткими межами. Максимальна товщина турбулентних зон майже ніколи не перевищує 200 м. Таким чином, для виходу з зони “бовтанки” у тих випадках, коли це є допустимо по умові польоту, необхідно змінити висоту.

В роботі [2] зазначено, що протяжність турбулентної зони для західно-європейської території, менша 20 км, зустрічається приблизно у 20% випадків, а протяжність, менша 100км, – у 70%. Таким чином, час польоту літака в турбулентних зонах досить значний і для сучасних літаків вимірюється хвилинами. Зони турбулентності зазвичай містять хмари або розміщуються поблизу потужних купчастих хмар.

Ці ознаки попереджують екіпаж про можливе потрапляння у турбулентну зону. Проте турбулентні зони можуть траплятися і у безхмарну погоду. На даний час не розроблене обладнання для прогнозування зустрічі з турбулентністю за ясної погоди. Тому зустріч з такою зоною для екіпажу є, як правило, раптовою. Найбільшою небезпекою для польоту літака є турбулентність при грозах.

Математична модель вітру, як і будь-яка математична модель, визначається перш за все її призначенням. Так, у навігаційних задачах часто використовується модель типу постійного вітру, коли швидкість вітру \vec{U} вважається постійною протягом розглядуваного інтервалу часу та простору. Дана модель зазвичай використовується при постійній висоті польоту, так як швидкість вітру на різних висотах різна.

При дослідженні динаміки руху широко застосовуються моделі типу вертикальний повітряний порив [2]. На рис.2.1. зображений ступінчастий вертикальний порив, а на рис.2.2. – трапецієвидний повітряний порив. Градієнтна ділянка (передній фронт) трапецієвидного пориву має довжину L [11].

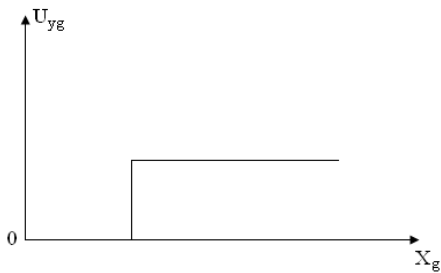


Рис.2.1. Ступінчастий вертикальний порив.

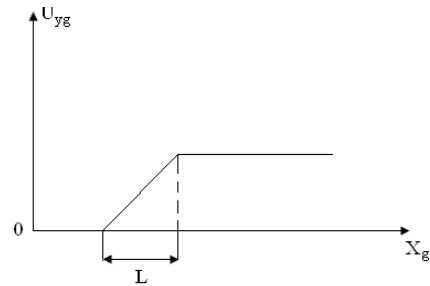


Рис.2.2. Трапецієвидний повітряний порив.

Моделі атмосферної турбулентності зазвичай є стохастичними, тобто віддзеркалюють випадкові процеси та поля. Розглянемо математичну модель турбулентності атмосфери [12]. Швидкість руху повітря в атмосфері \vec{U} є векторною випадковою функцією векторного аргументу, що складається з координат точки атмосфери та часу $\vec{U} = \vec{U}(X_g, Y_g, Z_g, t)$, тобто є векторним випадковим полем. Величина \vec{U} може бути представлена у вигляді суми векторів вітру \vec{U} та центрованої складової $\Delta\vec{U}$: $\vec{U} = \vec{U} + \Delta\vec{U}$. Під \vec{U} розуміють середнє по деякому інтервалу часу значення швидкості руху повітря у розглядуваній точці. Наявність $\Delta\vec{U}$ говорить про турбулентність атмосфери – хаотичний її рух без регулярної складової. Взагалі, коливання та варіації швидкості руху повітря в атмосфері Землі мають дуже широкий спектр, починаючи від сезонних, добових змін і закінчуючи пульсаціями з частотою в десятки та навіть сотні герц, що викликані найменшими вихорами. Проте для пілотажних задач низькочастотні варіації не мають значення і час усереднення у формулі (1.2) може становити хвилини та навіть десятки секунд. Якщо всі статистичні характеристики випадкової функції $\Delta\vec{U}$, що визначені для довільної точки (X_g, Y_g, Z_g) , не залежать від цієї точки, то турбулентність носить назву однорідної. Поле турбулентності ізотропне, якщо в ньому не можливо виділити якого-небудь переважного напрямку. Звичайно, однорідна ізотропна турбулентність – лише ідеалізація реальної атмосферної турбулентності, але зручна ідеалізація [2]. Відхилення від ізотропності - анізотропність

турбулентної атмосфери, викликана рельєфом місцевості, простягається до відносної висоти порядку 1000 м. Розміри літального апарата (ЛА) зазвичай є малими у порівнянні з радіусом кореляції найбільш високочастотної складової турбулентності, що ще грає помітну роль у пілотажних задачах. Іншими словами, розміри літака є малими у порівнянні з розмірами вихорів, що здійснюють помітний вплив на керований короткоперіодичний рух літака. Дане положення має місце перш за все для легких маневрових літаків і у меншій мірі для важких аеропружних літаків. Швидкість повітря навколо літака можна вважати випадковою функцією не трьох, а тільки однієї координати, взагалі кажучи, земної:

$$\Delta \vec{U} = \Delta \vec{U}(X_g, t) \quad (2.29)$$

При рівномірному русі літака $X_g = Vt$ і вираз для випадкової функції (1.3) можна записати у вигляді

$$\Delta \vec{U} = \Delta \vec{U}(Vt, t) \quad (2.30)$$

При достатньо високій швидкості польоту літака другим аргументом можна знехтувати, вважаючи

$$\Delta \vec{U} = \Delta \vec{U}(Vt) \quad (2.31)$$

Це свідчить, що розподілення випадкової складової вітру в просторі вважається наче “замороженим” і залежність від часу виникає за рахунок того, що літак пронизує це розподілення. Дане припущення носить назву гіпотези Тейлора. Зрозуміло, що ця гіпотеза справедлива до деяких значень швидкості V і втрачає силу на режимах, близьких до режиму висіння. Крім цього, при заданому значенні U гіпотеза втрачає силу для найбільш низькочастотних в просторовому значенні складових вітру. Центровану випадкову складову $\Delta \vec{U}$ при ізотропній турбулентності атмосфери можна розглядати в будь-якій системі координат. Зокрема, прийнято розглядати $\Delta \vec{U}$ в швидкісній системі координат, виділяючи складову $\Delta U_1 = \Delta U_{x0}$, колінеарну з вектором \vec{V} , та горизонтальну складову U_2 .

Аргументом кореляційних функцій випадкових функцій можуть бути

$$\Delta U_1 = \Delta U_1(Vt); \Delta U_2(Vt) \quad (2.32)$$

або відстань $l = Vt$, або час.

Тоді, кореляційні функції мають вигляд [3]

$$R_1 = \sigma_{\Delta U}^2 \exp\left(-\frac{|\Delta l|}{L}\right) = \sigma_{\Delta U}^2 \exp\left(-\frac{V|\Delta \tau|}{L}\right); \quad (2.33)$$

$$R_2 = \sigma_{\Delta U}^2 \left(1 - \frac{|\Delta l|}{2L}\right) \exp\left(-\frac{|\Delta l|}{L}\right) = \sigma_{\Delta U}^2 \left(1 - \frac{V|\Delta \tau|}{2L}\right) \cdot \exp(-VL^{-1}\Delta \tau). \quad (2.34)$$

Де $\sigma_{\Delta U}^2$ - дисперсія швидкості випадкової складової вітру; L - так званий масштаб турбулентності. Атмосфера вважається практично спокійною, якщо $\sigma_{\Delta U} < 0,5 \text{ мс}^{-1}$, і значно збудженою, якщо $\sigma_{\Delta U} > 2,5 \text{ мс}^{-1}$. В пілотажних задачах зазвичай приймають $100 \text{ м} \leq L \leq 1000 \text{ м}$. Випадковий процес $\Delta U_1(Vt)$, кореляційна функція якого має вигляд (1.7), еквівалентний білому шуму, що профільтрований аперіодичною ланкою з постійною часу $\frac{L}{V}$ [15]:

$$\Delta \dot{U}_1 + VL^{-1}\Delta U_1 = \sqrt{2VL^{-1}}\sigma_{\Delta U}\zeta_1, \quad (2.35)$$

де ζ_1 - білий шум одиничної інтенсивності (спектральна щільність має значення 1). Мається на увазі усталений випадковий процес на виході аперіодичної ланки. Відповідна спектральна щільність має значення:

$$S_{\Delta U_1}(\omega) = 2LV^{-1}\sigma_{\Delta U}^2(1 + L^2V^{-2}\omega^2)^{-1} \quad (2.36)$$

Випадковий процес ΔU_2 , кореляційна функція якого має вигляд (1.8), може бути представлена за допомогою білого шуму (наведено в додатку А) та формуючого фільтру, що складається з трьох ланок – двох однакових аперіодичних ланок з постійною часу LV^{-1} та форсуючої ланки з постійною $\sqrt{3}LV^{-1}$. Можливо також описати формуючий фільтр двома зв'язаними диференціальними рівняннями першого порядку без похідних у правих частинах:

$$\Delta \dot{U}_2^* + VL^{-1}\Delta U_2^* = (\sqrt{3} - 1)\sqrt{VL^{-1}}\sigma_{\Delta U}\zeta_2 \quad (2.37)$$

$$\Delta \dot{U}_2 + VL^{-1}\Delta U_2^* + VL^{-1}\Delta U_2 = \sqrt{3VL^{-1}}\sigma_{\Delta U}\zeta_2 \quad (2.38)$$

де ζ_2 - нормований (з одиничною спектральною щільністю) білий шум, незалежний від ζ_1 ; ΔU_2^* - допоміжна змінна. Спектральна щільність встановленого випадкового процесу ΔU_2 має значення:

$$S_{\Delta U_2}(\omega) = LV^{-1} \sigma_{\Delta U}^2 \frac{1+3L^2V^{-2}\omega^2}{(1+L^2V^{-2}\omega^2)^2}. \quad (2.39)$$

Таким чином, надалі будемо розглядати математичні моделі випадкової складової вітру, що характеризує вплив неспокійної атмосфери на пілотажні властивості літака. Вони представлені моделями пориву вітру (горизонтального та трапецієвидного (рис.2.1, рис.2.2)) і турбулентності атмосфери.

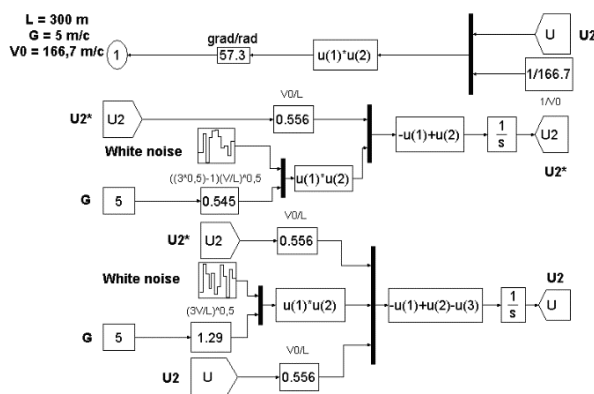


Рис.2.3. Представлення турбулентної складової атмосфери за допомогою Simulink.

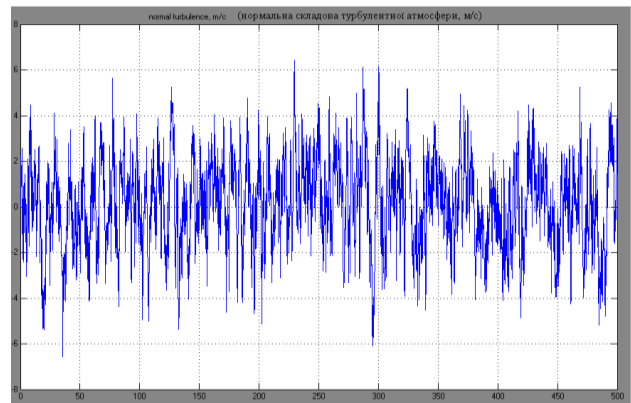


Рис.2.4. Нормальна складова турбулентної атмосфери.

2.3. Розробка математичної моделі контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на посадку під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній літака

Отримавши математичні формули для опису керованого руху літака у відповідній площині, приступимо до розробки моделі, яка буде описувати означені вище еволюції повітряного судна. Моделювання будемо здійснене за допомогою програмного пакету MatLAB, який дозволяє реалізувати поставлену задачу та побудувати усі необхідні залежності й характеристики у своєму середовищі.

У якості інструментарію математичного моделювання було обрано Simulink, пакету MatLAB.

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

Модель балансування

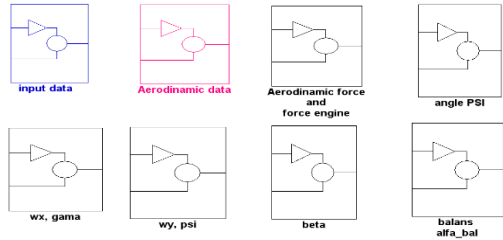


Рис.2.5, 2.5а Алгоритм

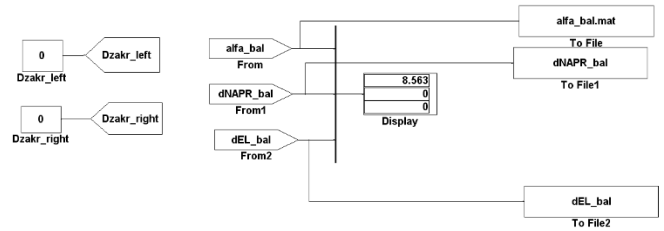


Рис.2.5а

формування моделі балансування.

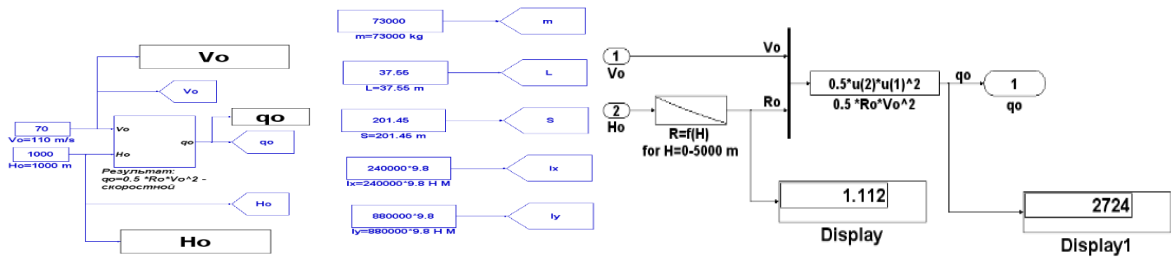


Рис.2.6. Значення початкових вхідних даних.

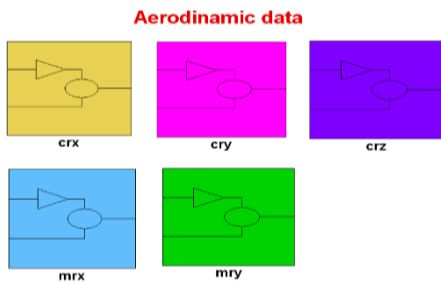


Рис.2.7.Аеродинамічні данні (значення аеродинамічних моментів).

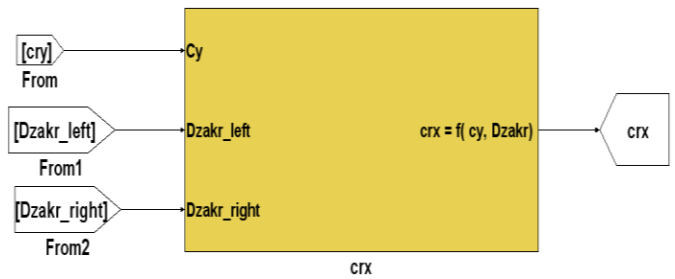


Рис.2.8. Коефіцієнт аеродинамічної поздовжньої сили

Для результуючого значення коефіцієнту аеродинамічної поздовжньої сили c_{rx} (результуючого) рис.5:

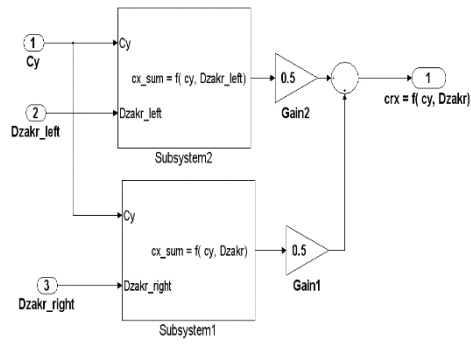


Рис.2.9. Побудова результуючого $cx=f(cy,Dzakr)$

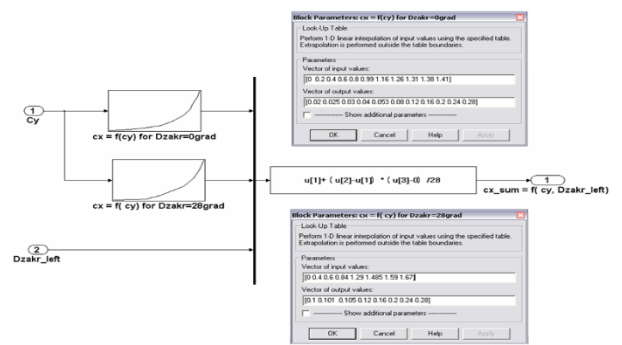


Рис.2.10. Побудова сумарного $cx=f(cy,Dzakr_left)$ для першого блоку

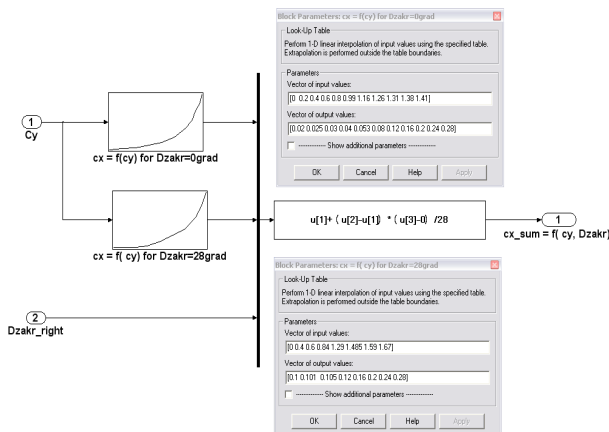


Рис.2.11. Побудова сумарного $cx=f(cy,Dzakr_left)$ для другого блоку

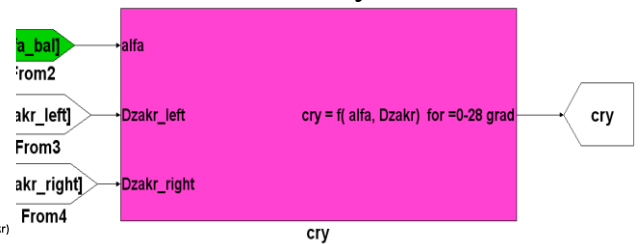


Рис.2.12. Коєфіцієнт аеродинамічної нормальній сили cry (результуючий)

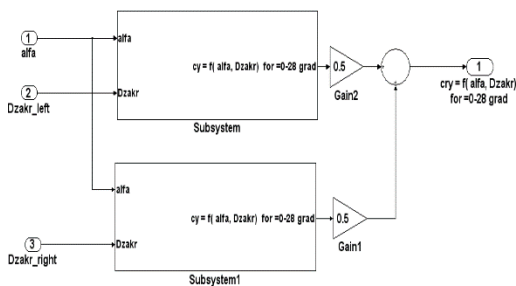


Рис.2.13. Побудова результуючого $cy=f(alfa,Dzakr)$ для $0^{\circ}-28^{\circ}$

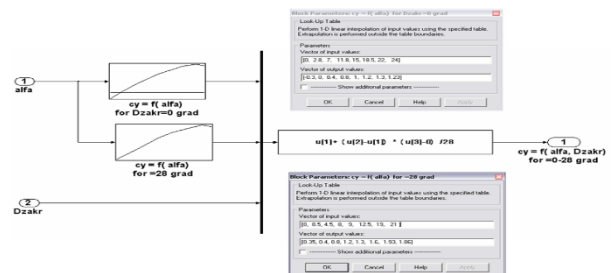


Рис.2.14. Побудова $cy=f(alfa,Dzakr)$ для $0^{\circ}-28^{\circ}$ для першого блоку

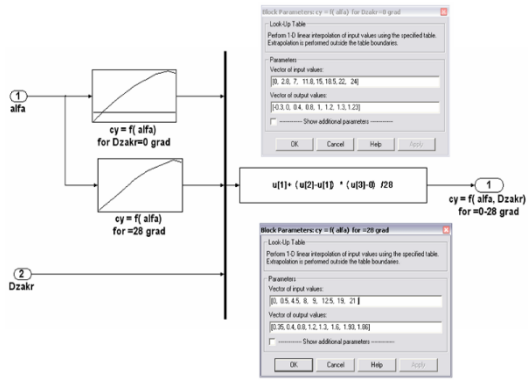


Рис.2.15. Побудова $cy=f(\text{alfa}, Dzagr)$ для $0^{\circ}-28^{\circ}$ для другого блоку

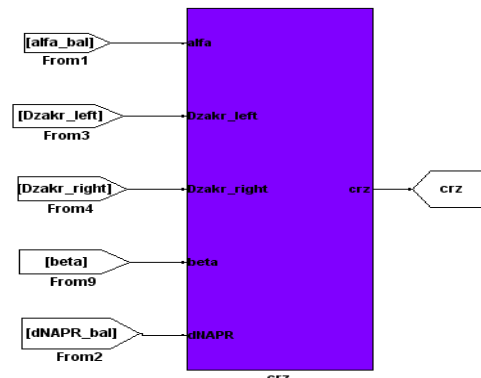


Рис.2.16. Коефіцієнт аеродинамічної поперечної сили crz (результуючий)

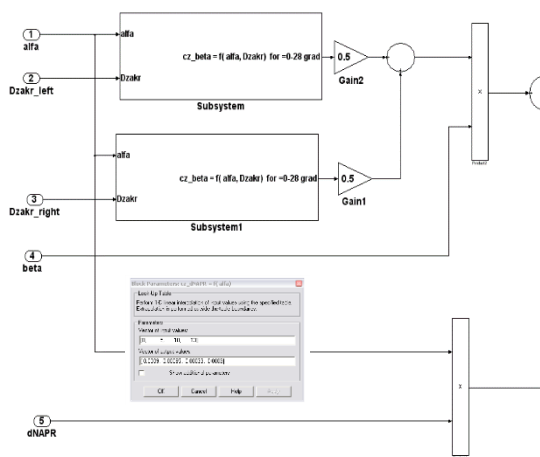


Рис.2.17. Побудова результуючого crz

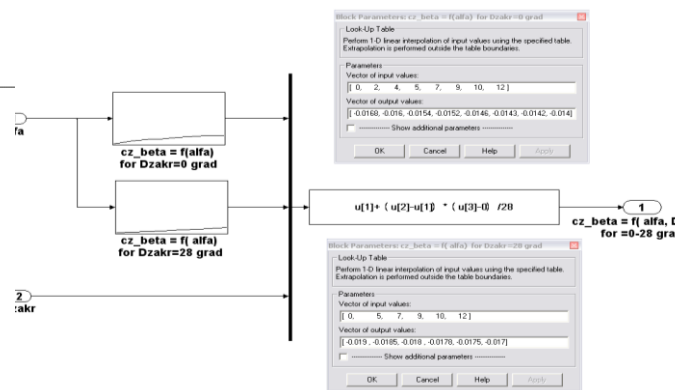


Рис.2.18. Побудова $cz_beta=f(\text{alfa}, Dzagr)$ для $0^{\circ}-28^{\circ}$ для першої підсистеми

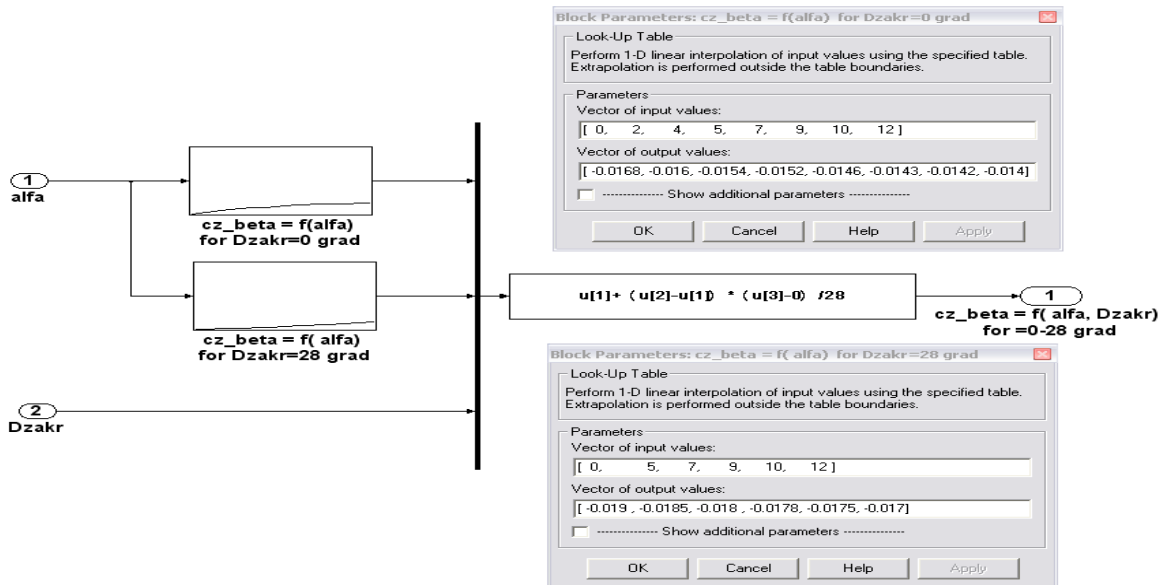


Рис.2.19. Побудова $cz_beta=f(\text{alfa}, Dzagr)$ для $0^{\circ}-28^{\circ}$ для другої підсистеми

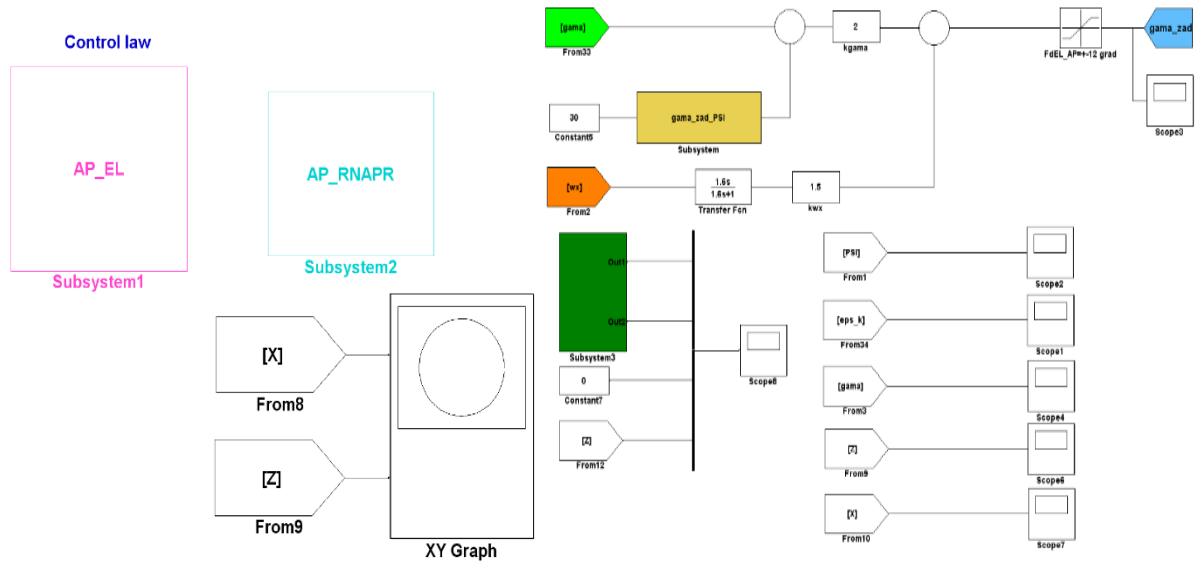


Рис. 2.20. Представлення закону керування за допомогою MATLAB.

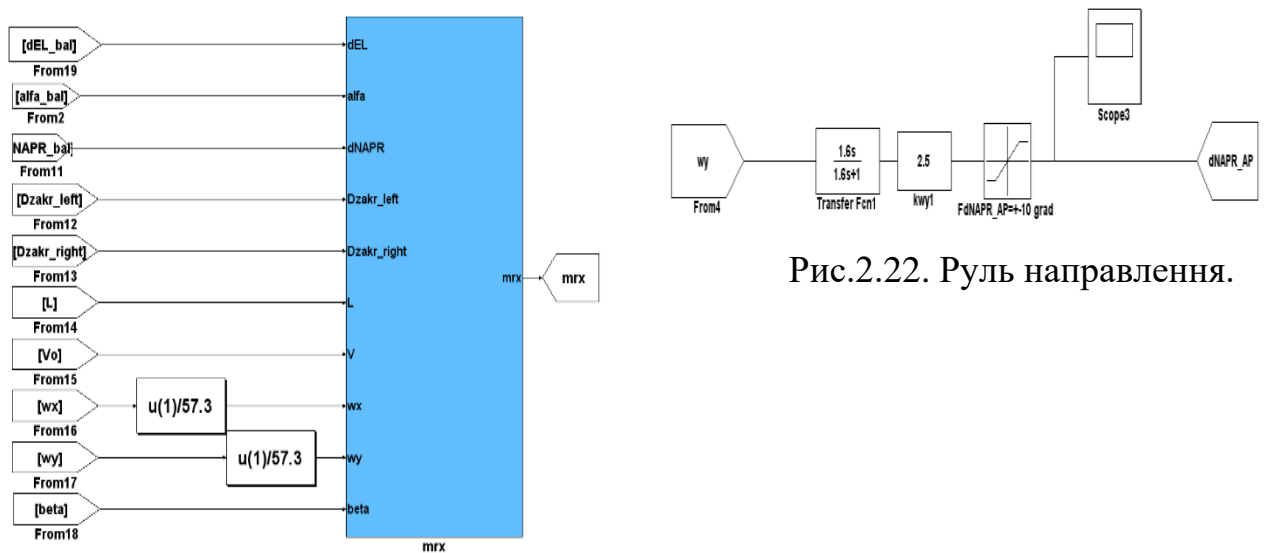


Рис.2.21. Коefіцієнт аеродинамічного моменту крену (результуючий)

2.4. Дослідження бічного руху повітряного судна під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній

Дослідження закону керування по Ψ

$$\gamma_{зад} = (\Psi \cdot \frac{1}{0.1p+1} - \Psi_{зад}) \cdot F_{\Delta\Psi} \cdot \frac{-2}{0.1p+1} \cdot F_{\gamma} - \text{закон керування по}$$

шляховому куту.

$$(2.40)$$

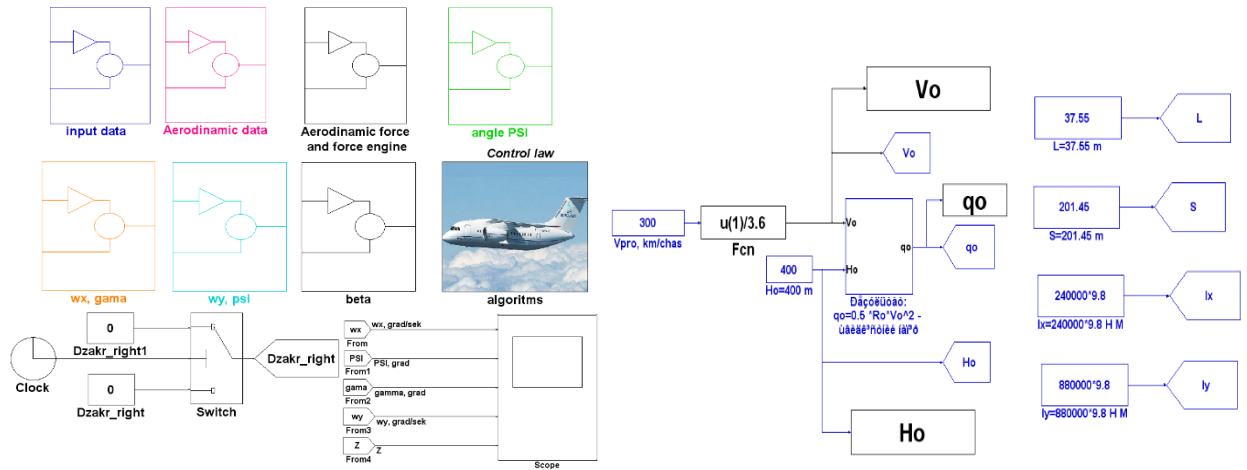


Рис.2.22. Представлення закону керування по шляховому куту у Simulink, та початкові дані. Закрилки 0°

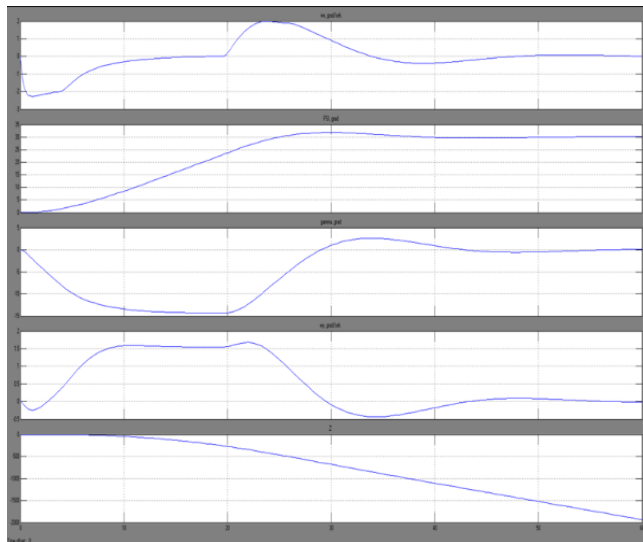


Рис.2.23. Представлення результатів моделювання

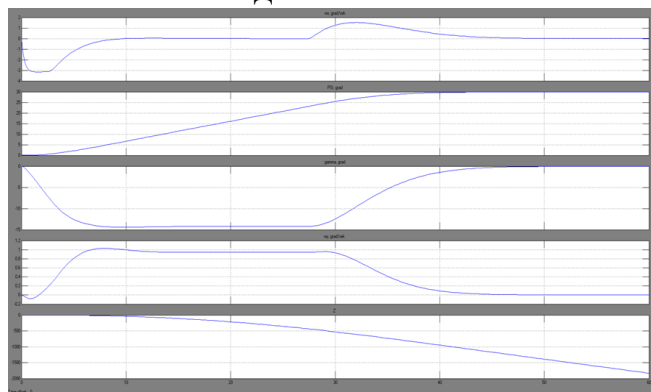


Рис.2.25 Представлення результатів моделювання

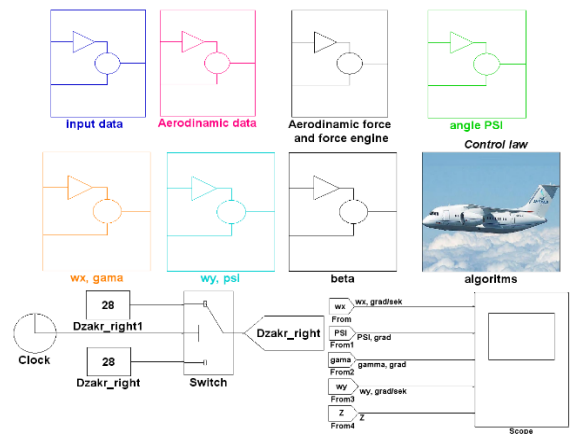


Рис.2.24. Представлення закону керування по шляховому куту у Simulink

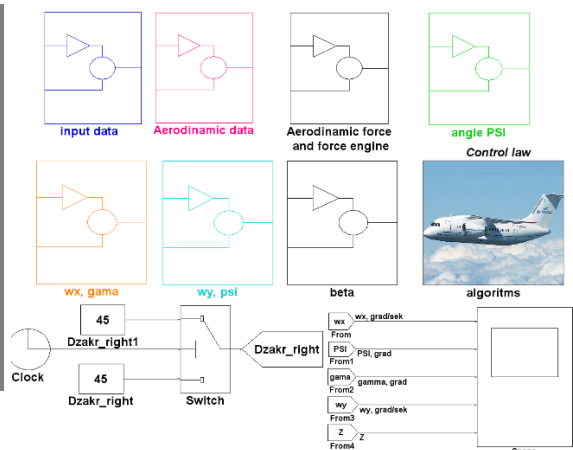


Рис.2.26 Представлення закону керування по шляховому куту у Simulink

Дослідження моделі закону керування по ϵ_K

$$\delta_e = (\omega_x \cdot \frac{1.6}{1.6p+1} \cdot K_{\omega_x} + (\gamma - \gamma_{зад}) \cdot K_{\gamma}) \cdot F_{\delta_e} \text{ - закон керування по } \epsilon_K \quad (2.41)$$

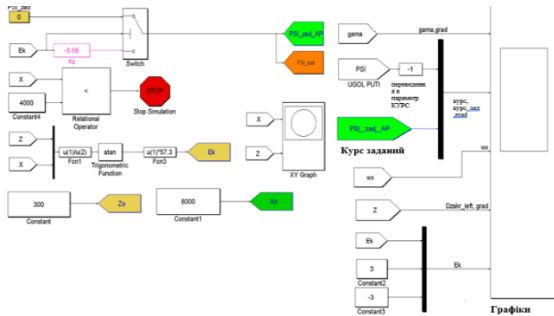


Рис.2.27. Представлення закону керування в каналі елеронів за допомогою Simulink

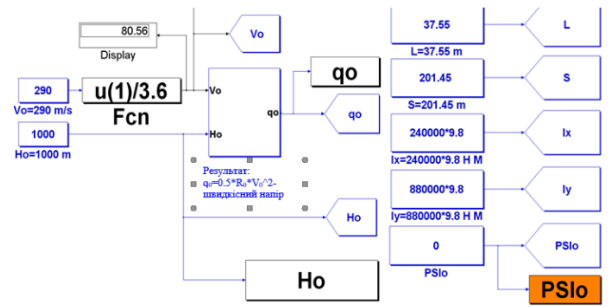


Рис.2.28. Вихідні дані для моделі балансування

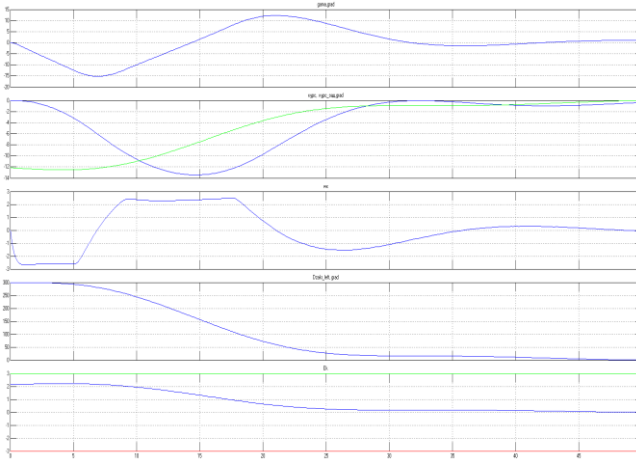


Рис.2.29. Візуалізація результатів моделювання

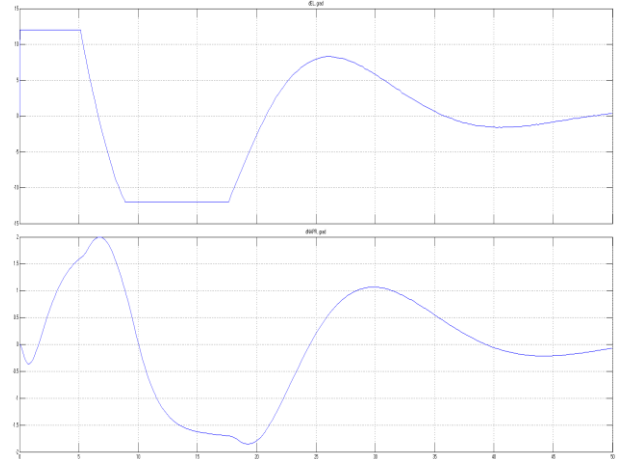


Рис.2.30. Представлення відхилень руля напрямлення та елеронів.

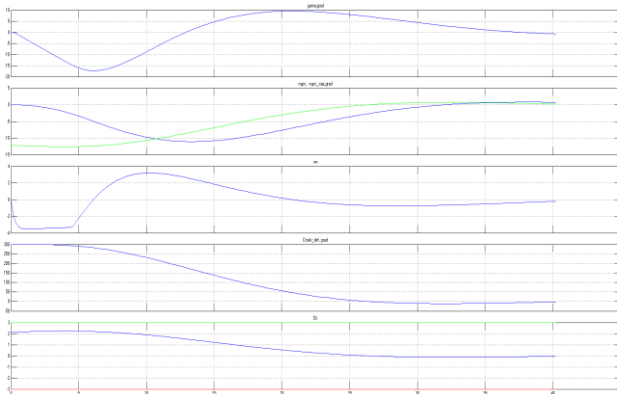


Рис.2.31. Візуалізація результатів моделювання

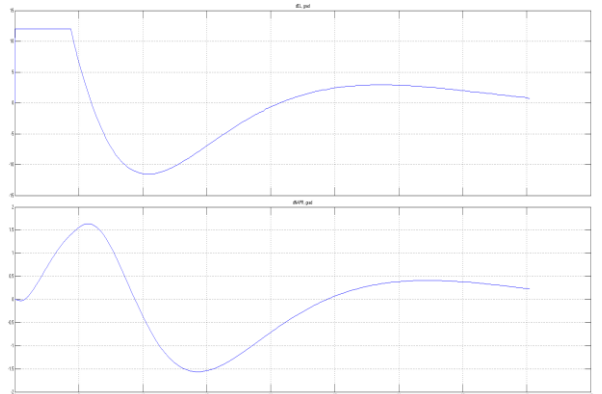


Рис.2.32. Представлення результатів відхилень руля напрямлення й елеронів

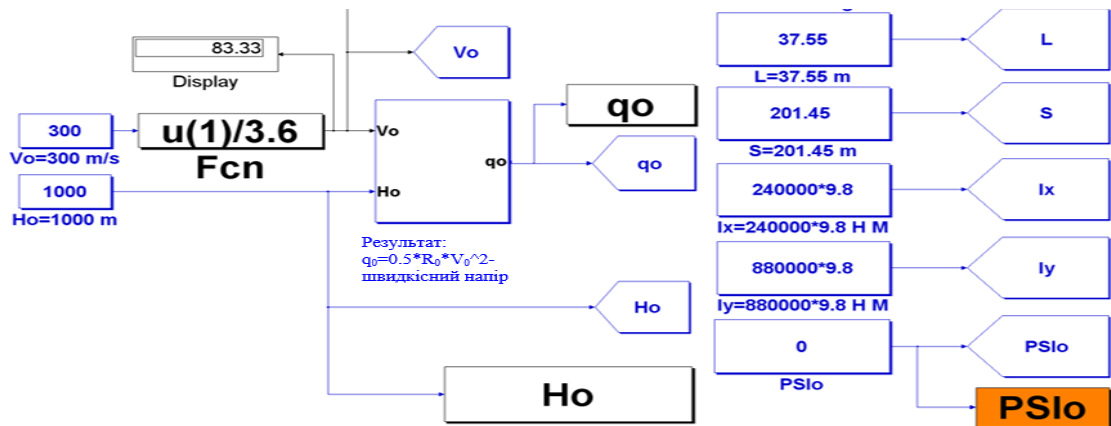


Рис.2.33. Початкові дані для закону керування $m=38000$ кг, $V=300$ м/с.

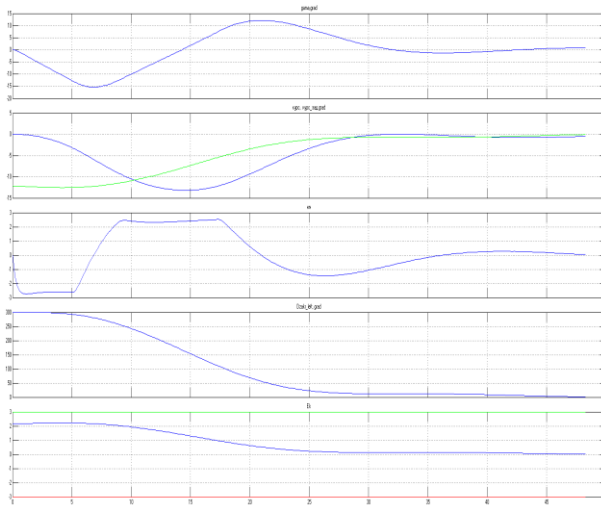


Рис. 2.34. Візуалізація нових результатів моделювання

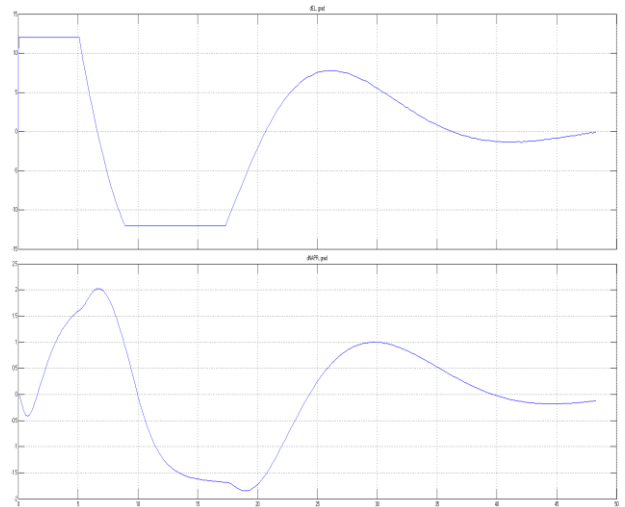


Рис.2.35. Представлення відхилень руля направлення та елеронів.

В результаті розробки законів керування ПС, їх представлення за допомогою засобів MATLAB, ми отримали характеристики основних параметрів руху літака та провели їх дослідження.

Отже, як видно з отриманих результатів моделювання, що були проведені в межах допустимих значень (відхилення елеронів не більше $\pm 15^\circ$ відхилення руля направлення не більше $\pm 2^\circ$) та не перевищили вимог критерію щодо якості траєкторії заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС.

2.5. Висновки за другим розділом

1. 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

2. 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. Описані великомасштабні рухи атмосфери завжди супроводжують рухи повітря значно меншого масштабу, що мають назву турбулентність. Політ в турбулентній атмосфері пов'язаний з виникненням перенавантажень, лінійних коливань центру мас та кутових коливань відносно центру мас (“бовтанка”). За високої інтенсивності турбулентності перенавантаження можуть досягати настільки значних величин, що літак втрачає керованість, а у виключних випадках руйнується. Лінійні та кутові коливання літака, що викликані польотом в “бовтанку”, здійснюють суттєвий вплив на якісь роботи спецобладнання, яке встановлене на літаку.

3. Розроблено математичної моделі бічного руху повітряного судна під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній. Отримані математичні формули для опису керованого руху літака у відповідній площині, було використано при розробці, яка описує означені еволюції повітряного судна.

Моделювання здійснене за допомогою програмного пакету MatLAB, який дозволяє реалізувати поставлену задачу та побудувати усі необхідні залежності й характеристики у своєму середовищі.

4. За допомогою програмного пакету MatLAB Розроблено математичну модель контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на посадку під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній літака, та проведено дослідження бічного руху повітряного судна під час виходу на курсову зону та стабілізації на ній.

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

1. 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.

2. 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

3. 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 XXI 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.

4. Prosvirin D.A. Modern state of technology development of automatic flight control systems design for civil aircrafts/ 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.

РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ НА КУРСОВУ ЗОНУ З ВІЛЬНИМ КУТОМ ПІДХОДУ ДО ЗПС

3.1. Розробка алгоритмів автоматичного управління повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС

Перед початком розробки алгоритмів автоматичного керування управлінням ПС на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС приступимо до створення моделі для зрощення вище показаних законів керування по шляховому куту та по кутовому відхиленню від рівносигнальної зони КРМ. Розроблена модель зображена нижче

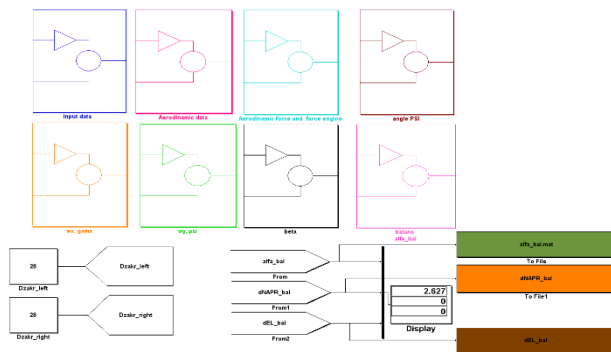


Рис.3.1. Модель балансування у
Simulink

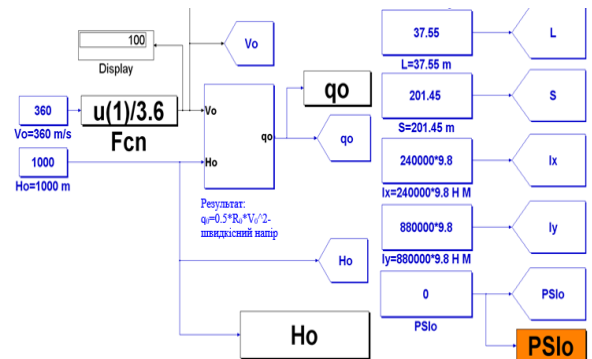


Рис.3.2. Вихідні данні для моделі
балансиування

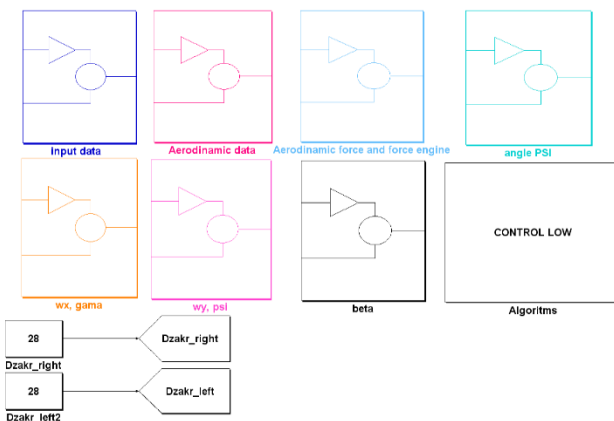


Рис. 3.3. Програмні модулі моделі
бічного руху у Simulink

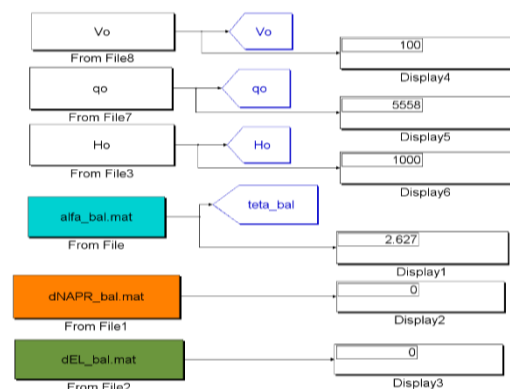


Рис.3.4. Початкові данні моделі
бічного руху.

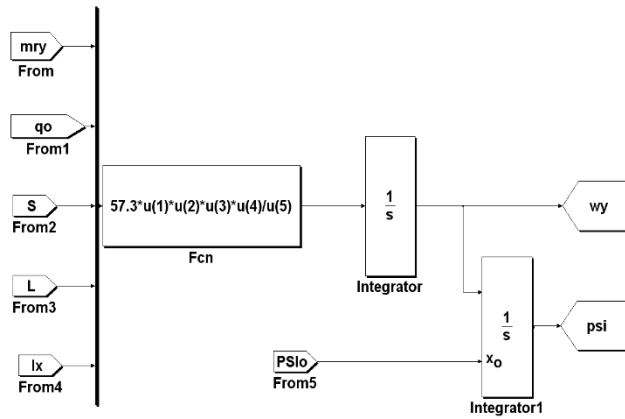


Рис.3.5.Кут рискання та швидкість рискання w

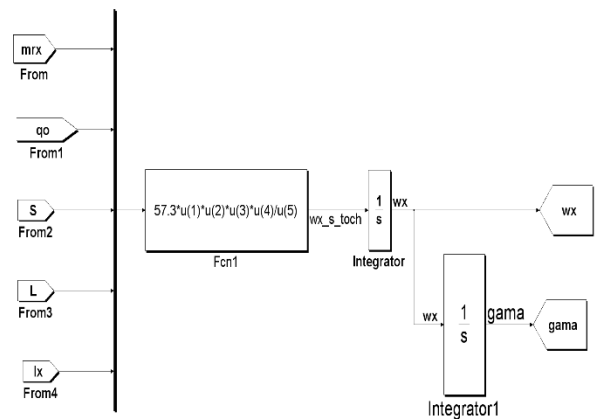


Рис.3.6.Швидкість крену та кут крену

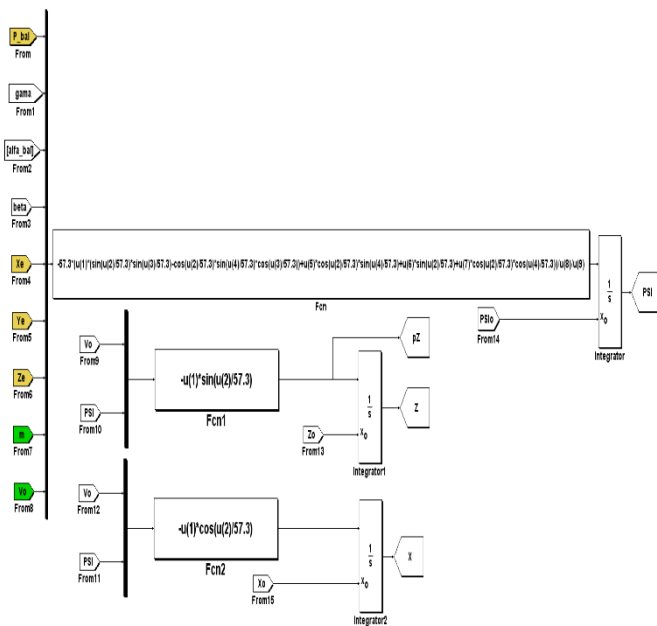


Рис.3.7. Шляховий кут

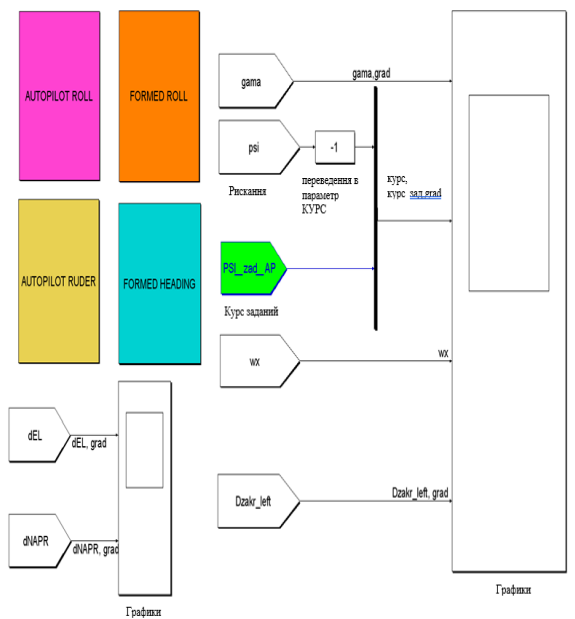


Рис.3.8. Представлення закон керування в каналі керма напрямку за допомогою Simulink

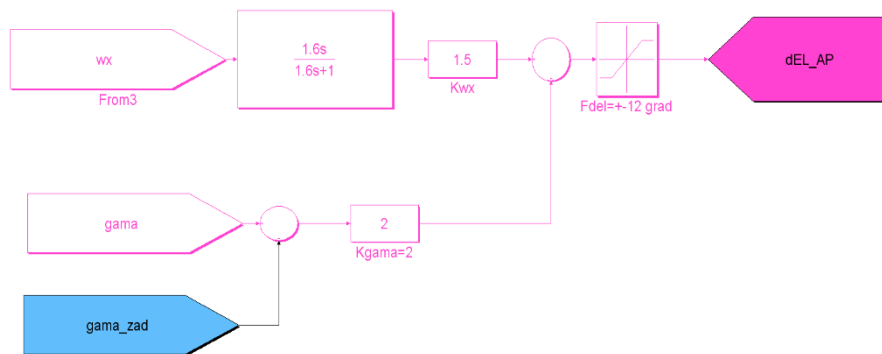


Рис.3.9. Представлення автопілоту крену за допомогою Simulink

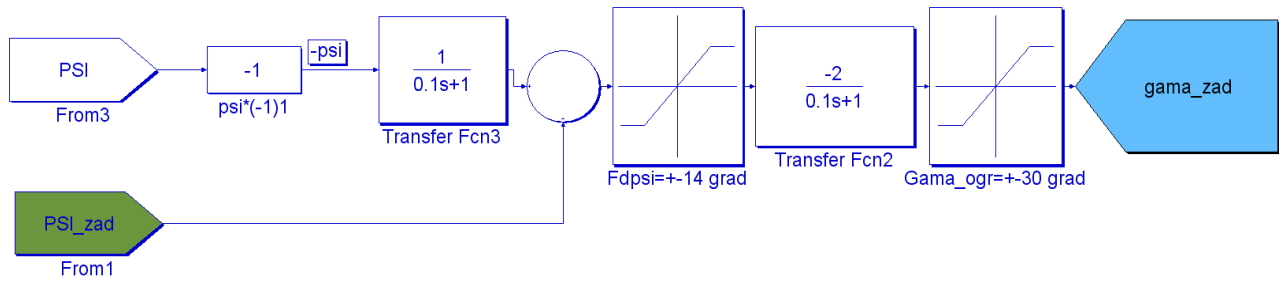


Рис.3.10. Представлення сформованого куту крену

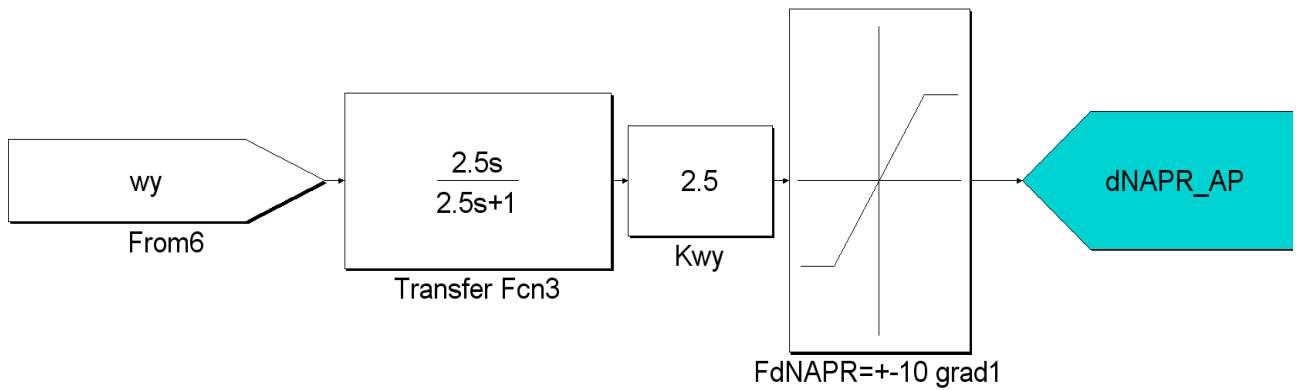


Рис.3.11. Канал керма напрямку

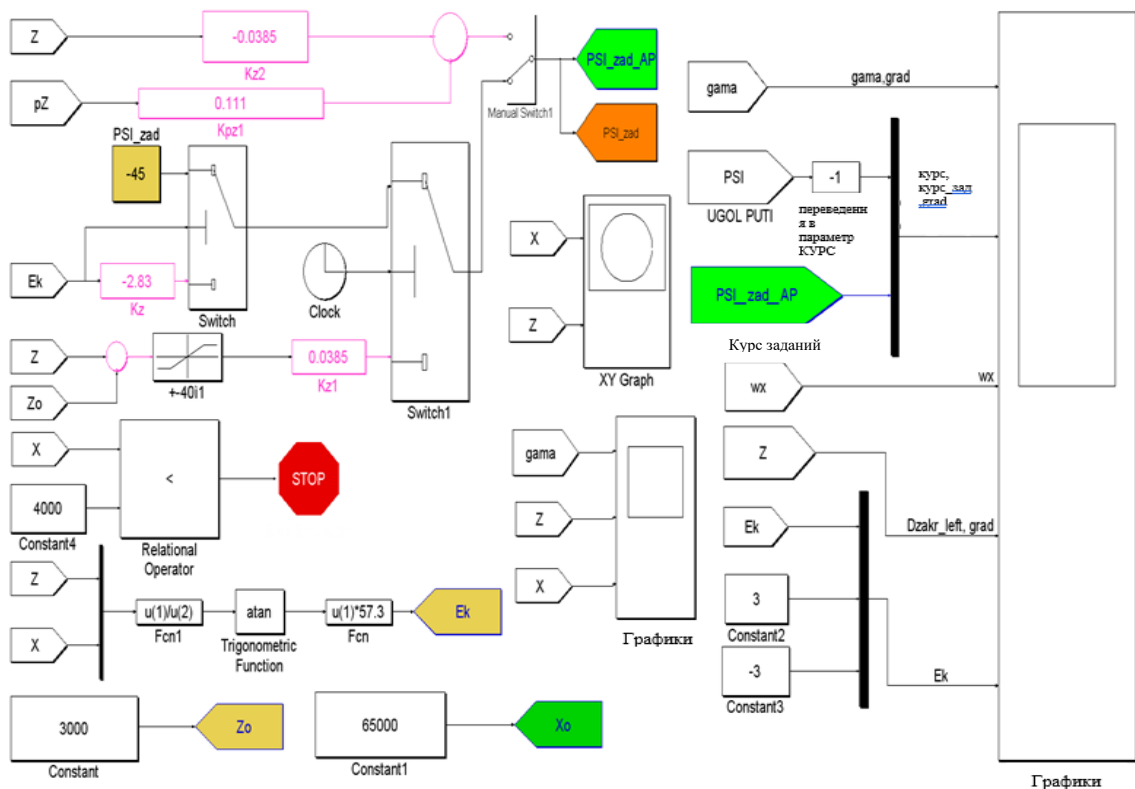


Рис.3.12. Зрушення законів керування в каналі елеронів та керма напрямку за допомогою Simulink.

Отримані в попередніх розділах закони керування зведемо до одного закону керування, який буде виконувати переключення з закону керування по шляховому куту Ψ на закон керування по ϵ_k . Зрощення отриманих вище результатів наведено на рис.3.12.

Отже, розробивши алгоритм автоматичного керування ПС на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС, можна приступити до дослідження отриманих результатів.

Результати дослідження алгоритмів автоматичного керування ПС на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС наведено на рис.3.13-3.15 в залежності від відстані до ЗПС та куту підходу отримано відповідні прямі. Вплив вітру враховуємо.

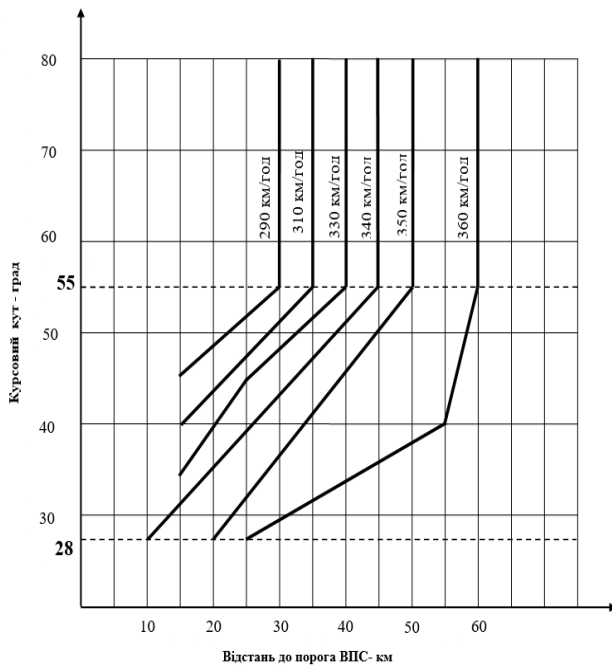


Рис.3.13. Залежність кута підходу до курсу ЗПС відносно відстані до порогу ВПС при перерегулюванні по $\epsilon_k = 0.6^0$. Вітер $W_{H=10}=5$ м/сек. Крутизна курсового каналу – S_{kk} ном. $H_0=1000$ м, $m=43700$ кг.

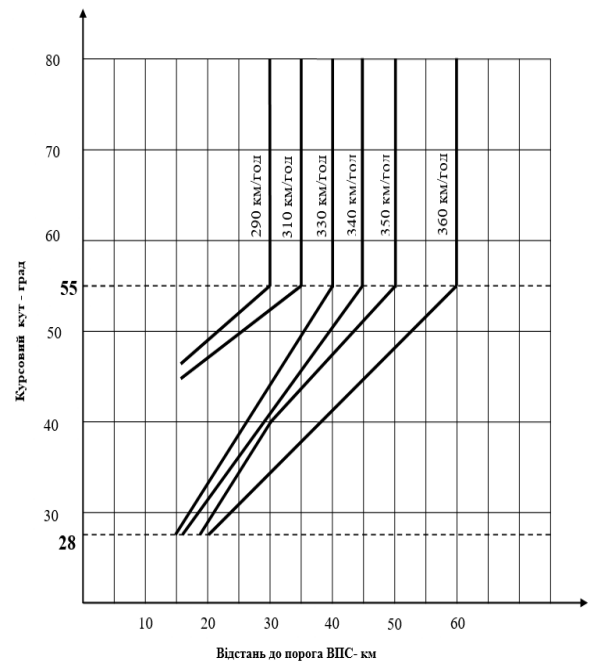


Рис.3.14. Залежність кута підходу до курсу ВПС відносно відстані до порогу ВПС при перерегулюванні по $\epsilon_k = 0.6^0$. Вітер $W_Z=10$ м/сек. Крутизна курсового каналу – S_{kk} ном. $H_0=600$ м, $m=38000$ кг.

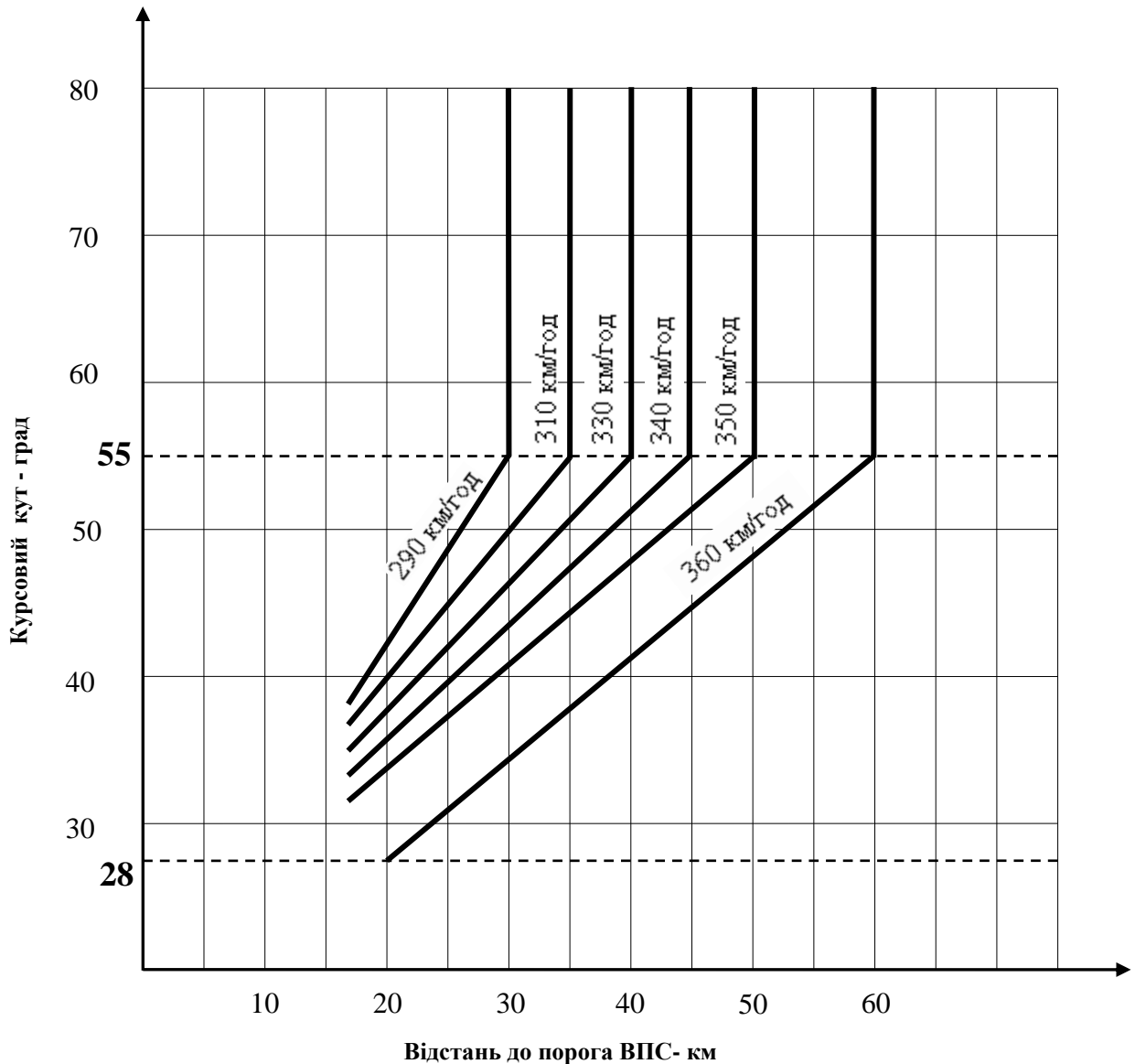


Рис. 3.15. Залежність кута підходу до курсу ВПС відносно відстані до порогу ВПС при перерегулюванні по $\varepsilon_k=0.6^0$. Вітер $W_Z=15$ м/сек. Крутизна курсового каналу – S кк ном. $H_0=1000$ м, $m=80000$ кг.

Режим «Курсова зона» є варіантом режиму «Посадка» й використовується для заходу на посадку на аеродромах, де відсутня глісадна радіоприймальна група або вона не відповідає необхідним вимогам. Умови ввімкнення режиму повністю відповідають режиму «Посадка» у боковому каналі керування для заходу на посадку по першій категорії. Режим виконується як в автоматичному так і в директорному режимах. Коли на КПІ у третьому рядку («підготовчий режим»), інформації по САУ, висвічується повідомлення «КУРС ЗОНА» блакитного кольору,

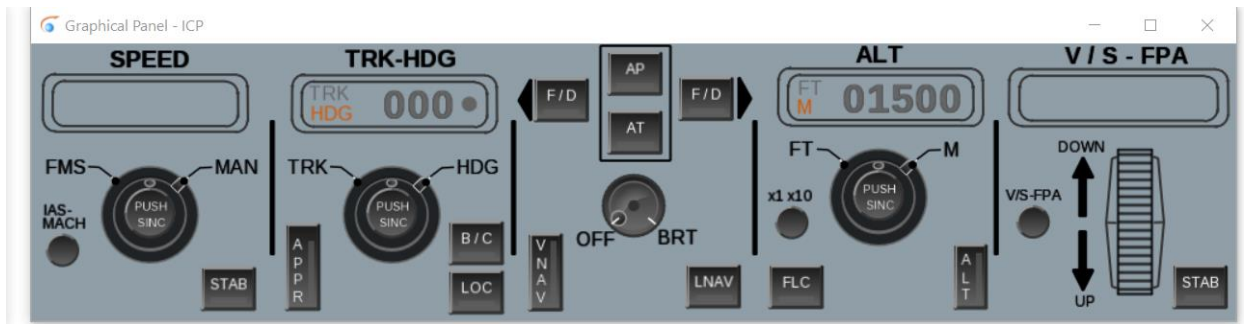


Рис.3.16. Ескіз модуля лицевої панелі пульту керування САУ



Рис.3.17. Інформація по САУ на КПП

як це видно з рис. 3.17, це є говорить пілоту про те, що функція виходу на курсову зону готова, всі системи, всі датчики (Ψ , ω_x , ω_y , ϵ_k , $\Psi_{зПС}$, $V_{пр}$), що беруть участь у законі керування, вони мають матрицю станів і якщо в ній з'являється 11 – нормальна робота, то це говорить, що все готове для заходу на посадку, крім цього виконується яка небуть з ліній, зон, які зображені на рис.3.13-3.15, але це не означає що інші лінії не працюють просто вони знаходяться далі по відстані. Пілот дивиться чи готовий радіомаяк тобто чи бачить приймач, що знаходиться на борту ПС, КРМ. До того ж готовими є ВСС та ИК ВСП. КУРС ЗОНА горить до того часу поки готові всі системи. Далі льотчик натискає кнопку «ПОС» на ПК як це показано на рис.3.16. і у другому рядку з'являється повідомлення «КУРС ЗОНА +» до тих пір поки він не увійде до лінійної зони, трубки точності ϵ_k – «КУРС ЗОНА +» змінюється на «КУРС ЗОНА ».

3.2. Дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС

Дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС будемо проводити при випущених закрилках (28°), масі літака $m= 38000$ кг, площі крила $S=201,45$ м² та розмах крила $L= 37.33$ м, моментах інерції $I_x = 240000 \cdot 9.8$ Н М, $I_y = 880000 \cdot 9.8$ Н М, $H_0=1000$ м – висоті входу в глісаду та описаних вище вихідних даних літака.

$$I = \int^j \Delta Z^2 dt \rightarrow \min \quad (3.1)$$

У якості вимоги до якості кривизни траєкторії обираємо критерій I

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

$$|\Delta Z| \leq 100 \text{ м}$$

Тобто площа

кривої між траєкторією заходу та віссю ЗПС повинна бути мінімальною, а значення бокового відхилення від рівносигнальної зони курсового радіомаяка не перевищувати 100 метрів перерегулювання (рис.3.18).

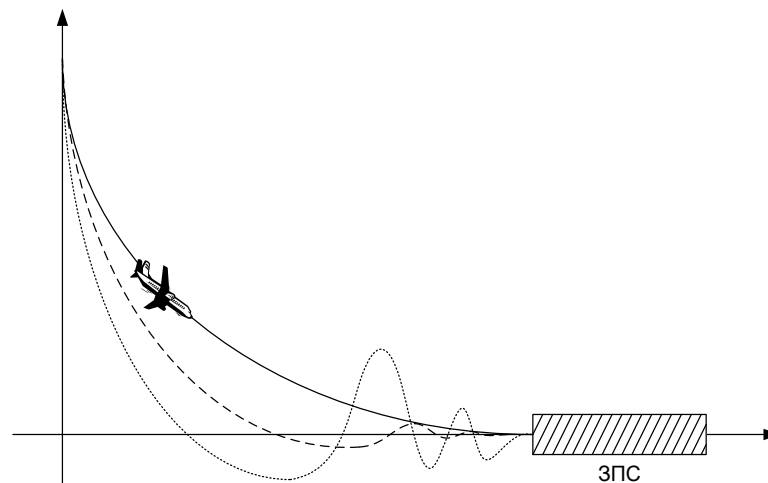


Рис.3.18. Значення бокового відхилення від рівносигнальної зони курсового радіомаяка

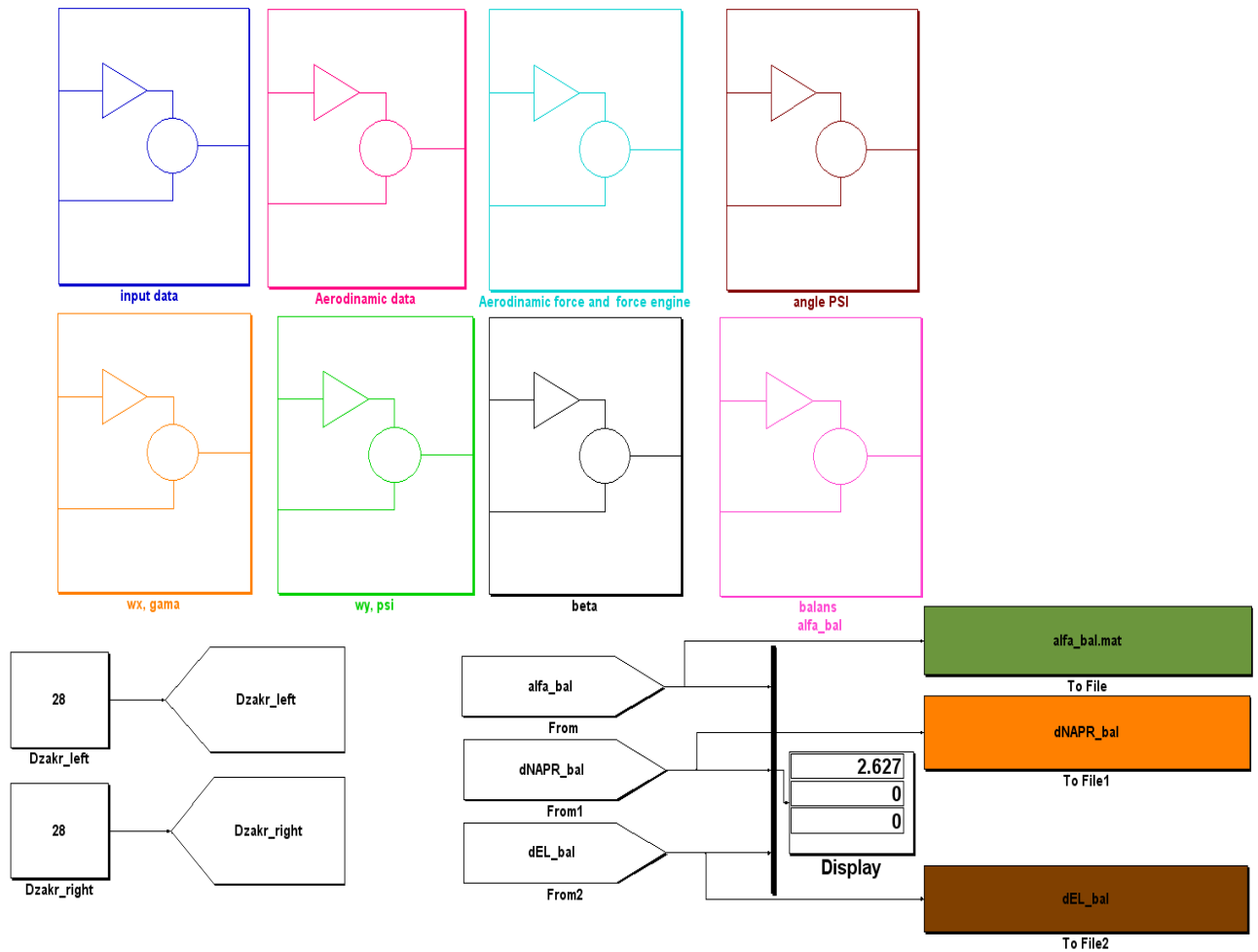


Рис.3.19. Представлення програмних модулів моделі балансування за допомогою Simulink

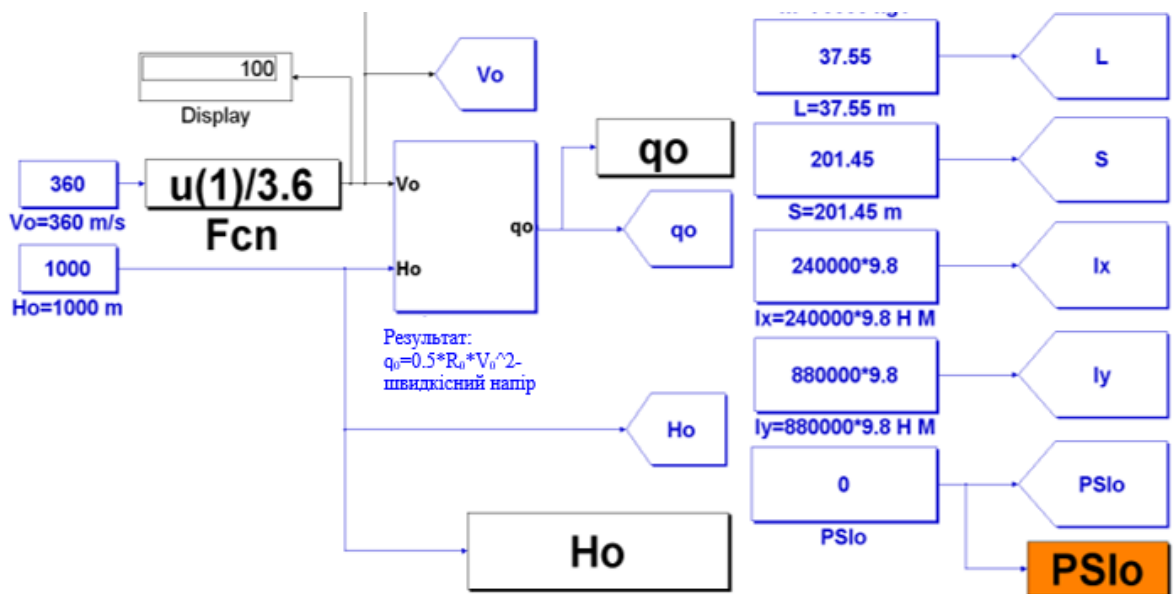


Рис.3.20. Вихідні дані моделі балансування

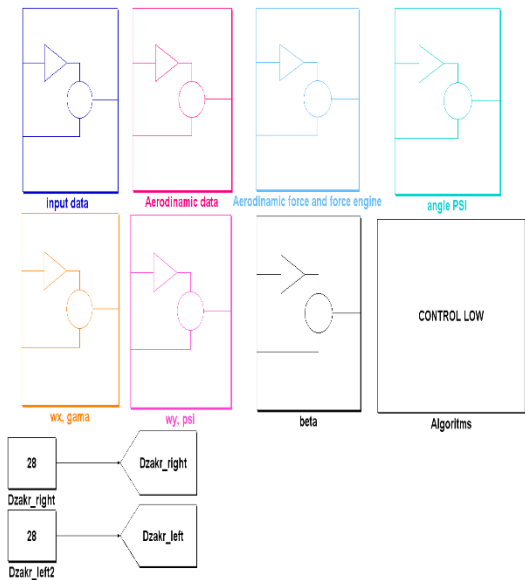


Рис.3.21. Представлення програмних модулів системи управління за допомогою Simulink

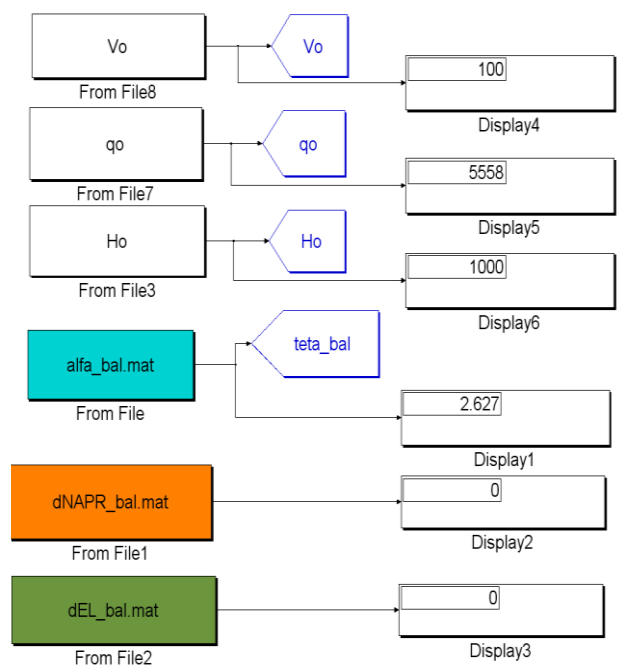


Рис.3.22. Початкові дані для моделювання

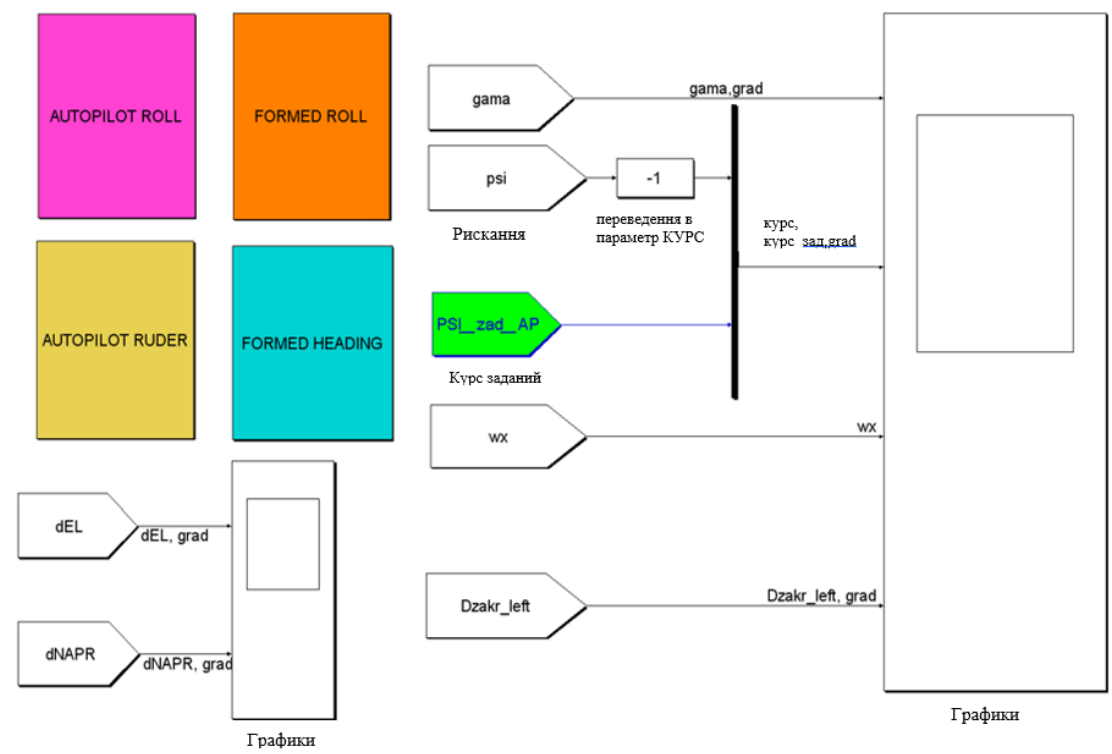


Рис.3.23. Представлення закон керування в каналі керма напряму за допомогою Simulink

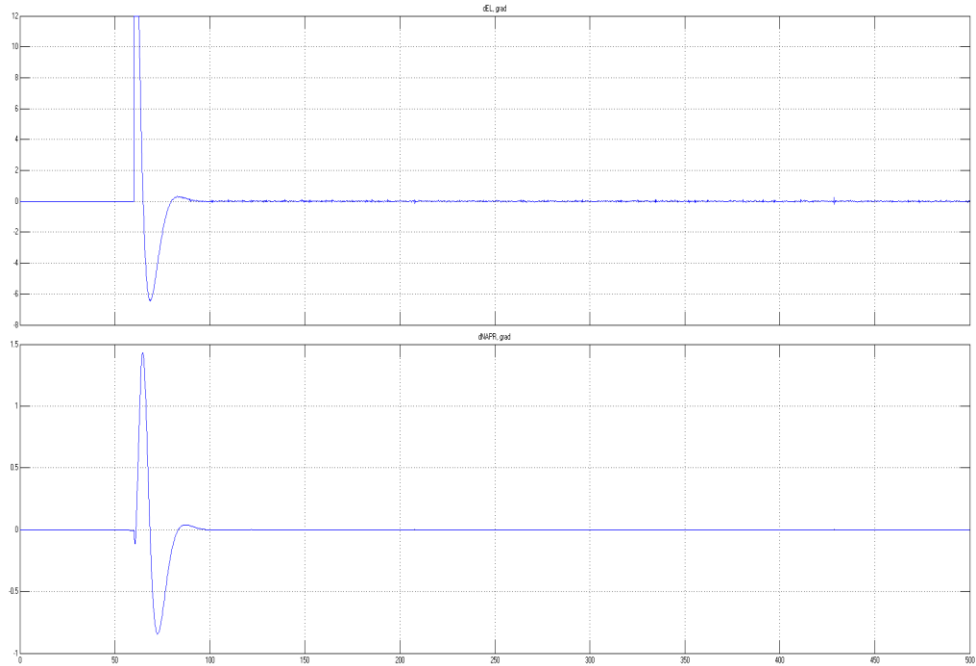


Рис.3.24. Відхилення елеронів та руля напрямлення

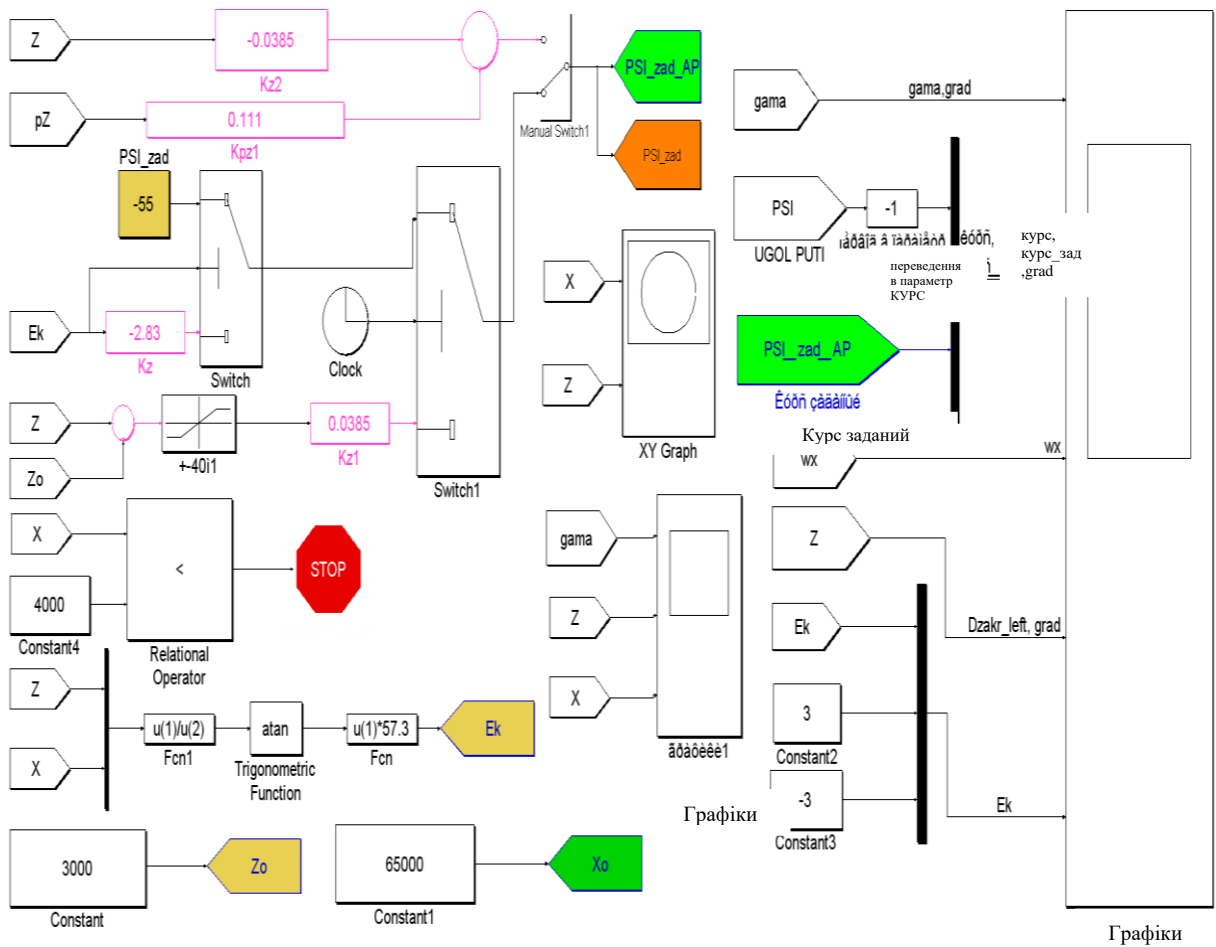


Рис.3.25. Представлення закон керування в каналі елеронів за допомогою Simulink.

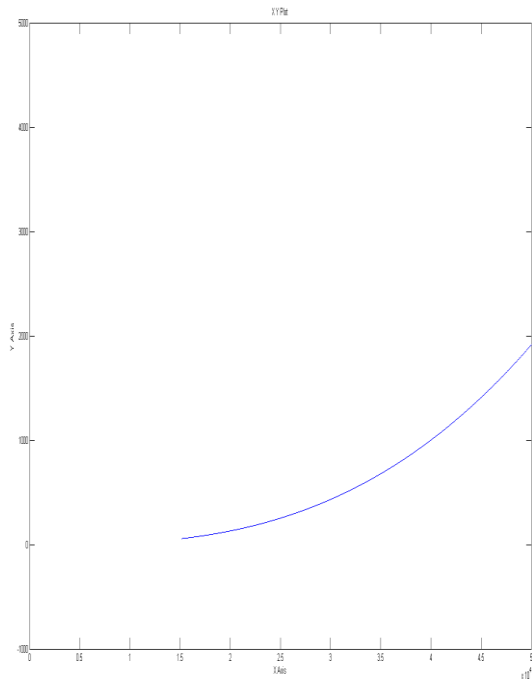


Рис.3.26. Траекторія заходу на посадку в вертикальній площині

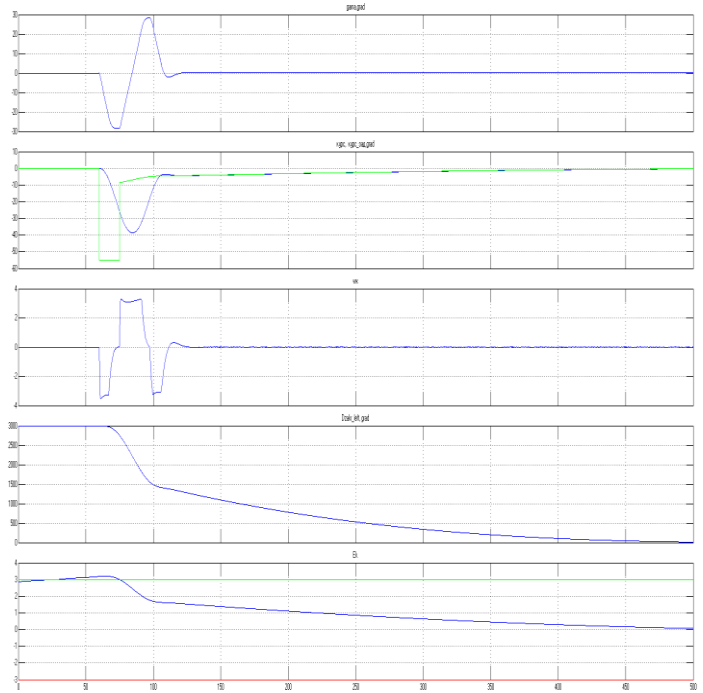


Рис.3.27. Візуалізація отриманих результатів

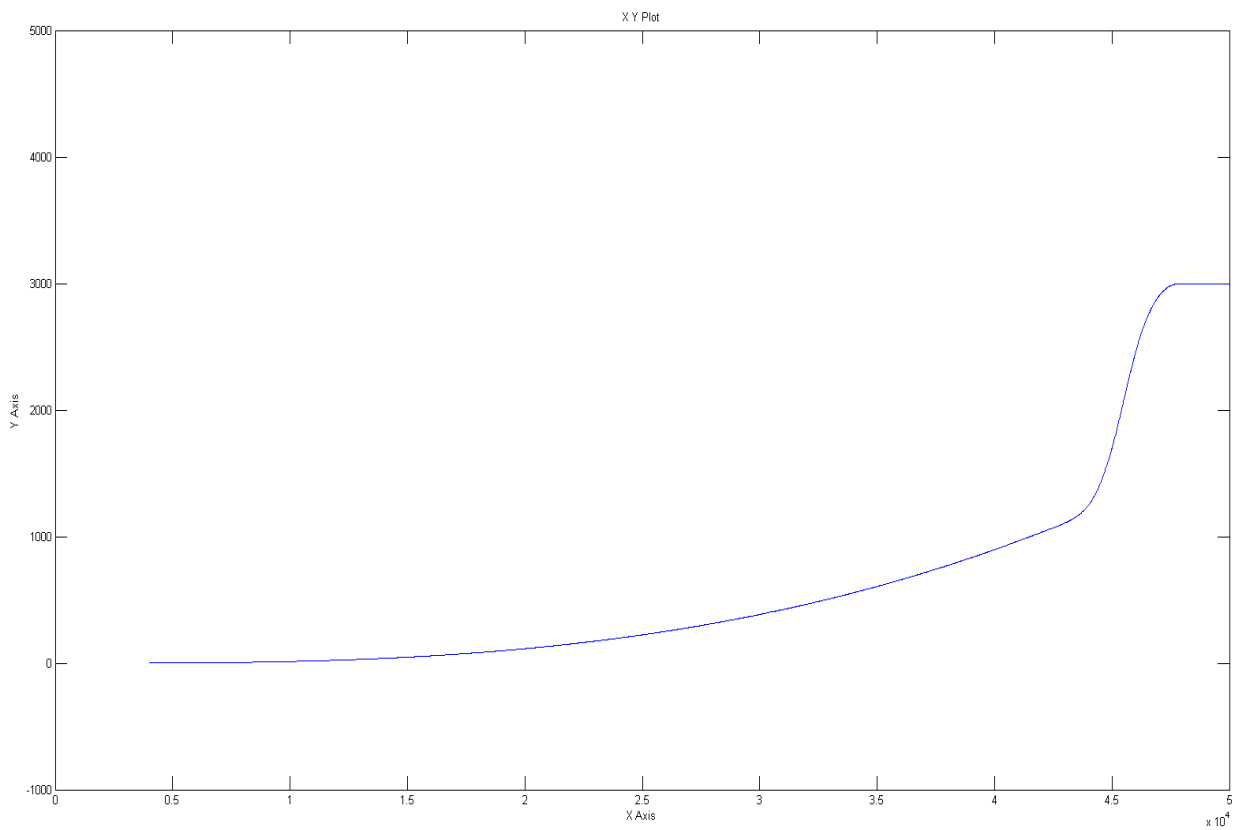


Рис.3.29. Траекторія заходу на посадку в вертикальній площині

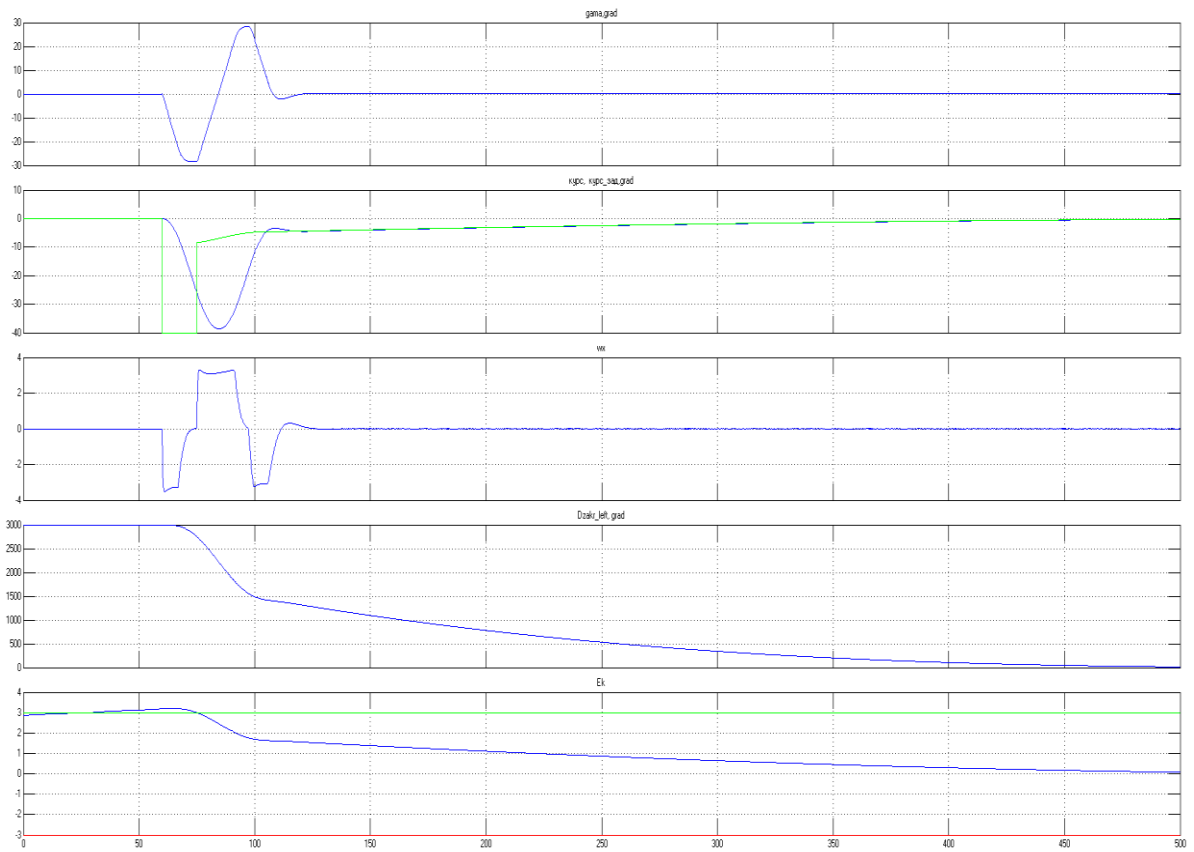


Рис.3.30. Візуалізація отриманих результатів

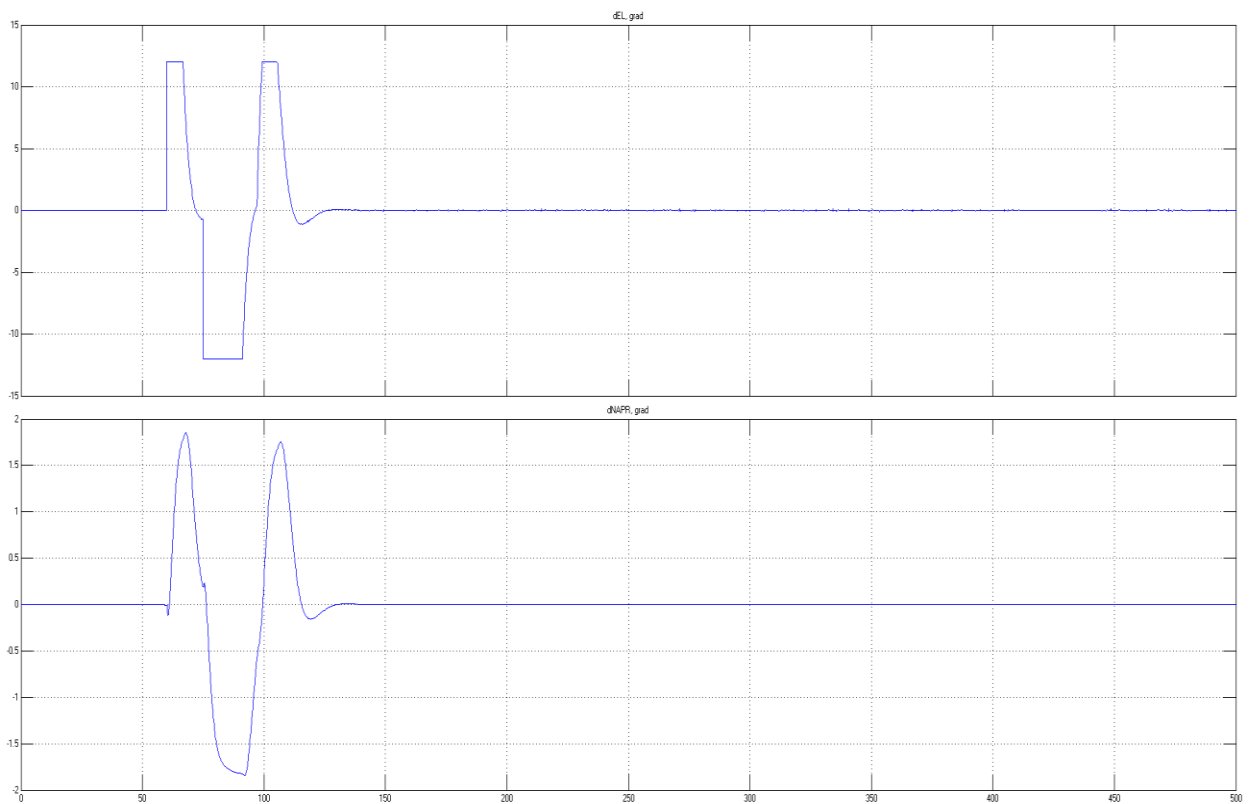


Рис.3.31. Відхилення елеронів та руля напрямлення

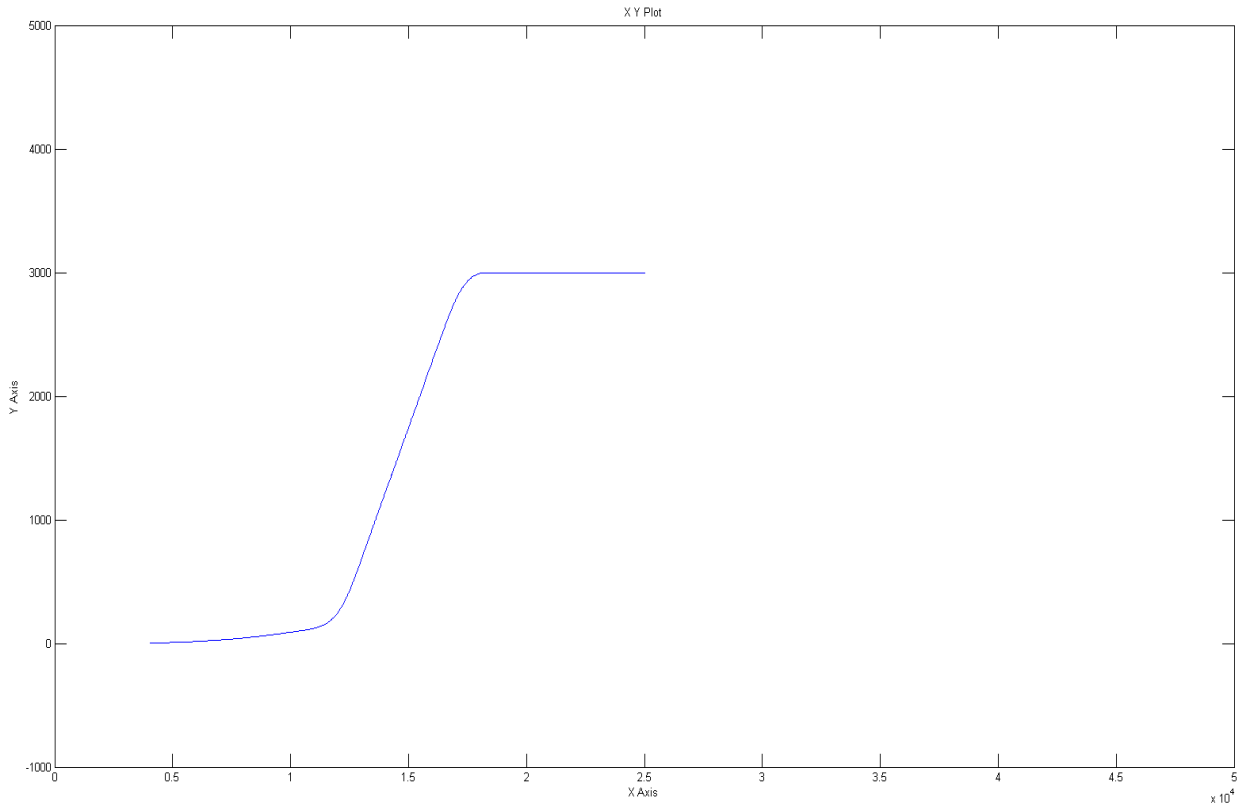


Рис.3.33. Траєкторія заходу на посадку в вертикальній площині

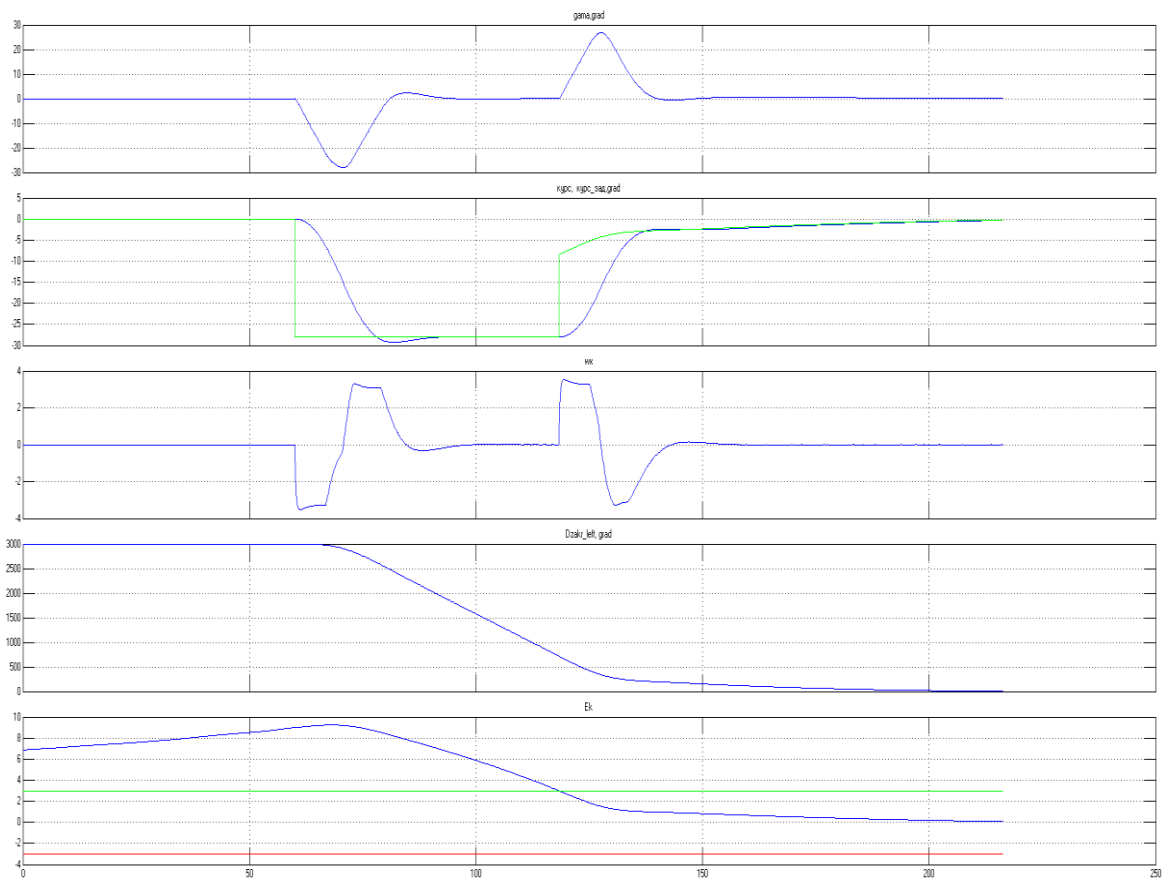


Рис.3.34. Візуалізація отриманих результатів

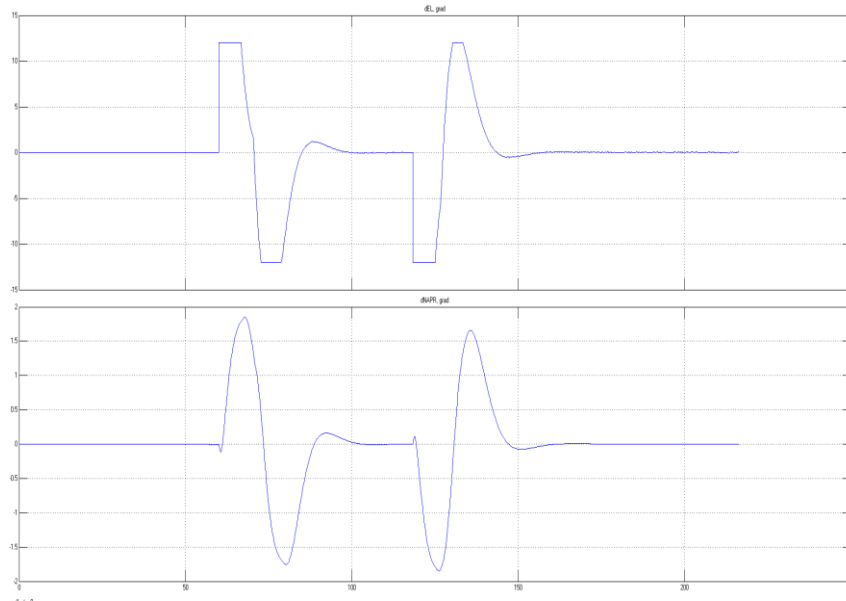


Рис.3.35. Відхилення елеронів та руля напрямлення

Отже, як видно з отриманих результатів моделювання, що були проведені в межах допустимих значень (відхилення елеронів не більше $\pm 15^\circ$ відхилення руля напрямлення не більше $\pm 2^\circ$) та не перевищили вимог критерію щодо якості траєкторії заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС.

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_p – початкова висота польоту; H_k – кінцева висота; ΔH – крок інтегрування по висоті; ε_η – значення допустимого відхилення поточного повного градієнта зміни висоти від прогнозованого; ε_U – значення допустимого відхилення поточних параметрів вітру від прогнозованих; $\varepsilon_{\Delta SA}$ – значення допустимого відхилення поточної температури повітря від прогнозованої. Для етапу заходу на посадку з урахуванням

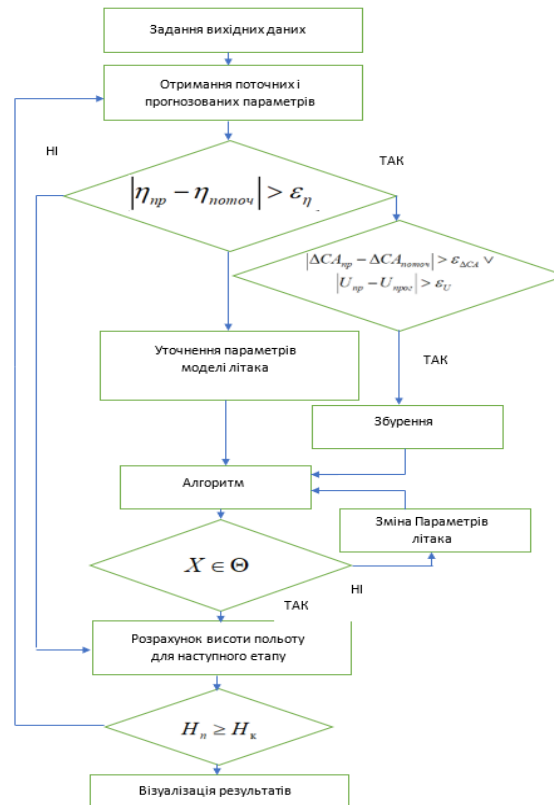


Рис. 3.36. Алгоритм роботи моделі «Адаптивне управління»

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

Для реалізації автоматичного управління польотом літака із забезпеченням посадки необхідно мати дані про об'єкт управління. Як правило, ці дані є обмеженими функціями. При цьому відомості про зовнішні збурення і перешкоди можуть бути різними.

На параметри руху літака впливають: польотний вага, конфігурація, режими роботи двигунів, температура зовнішнього повітря, висота польоту, атмосферний тиск, істина швидкість польоту (число Маха), швидкість і напрям вітру, обмерзання і інші кліматичні фактори.

Для обліку всіх цих факторів розроблено систему автоматичного управління ПС, містить цифрову базу даних з характеристиками ПС.

Для розрахунку траєкторії польоту літака пропонується використовувати повні градієнти зниження, які є функцією висоти польоту,

температури зовнішнього повітря або її відхилення від стандартної атмосфери, ваги літака, приладової швидкості .

Повний (ϵ) градієнт - це максимально допустимий градієнт зниження з висоти польоту для даного типу ПС з урахуванням його завантаження і поточних метеоумов.

Формула визначення повного градієнта виглядає

$$\eta = tg\theta \cdot 100\%,$$

де θ - кут нахилу траєкторії.

Фізичний сенс цієї величини полягає в тому, що вона показує у відсотках відношення зміни висоти польоту до одиничного зміни дальності польоту.

Пропонується уніфіковане рішення щодо реалізації баз ЛТХ для етапу заходу на посадку. У процесі експериментального відпрацювання САУ на стенді ДПС-148, дана реалізація показала достатню точність для етапу заходу на посадку. Для етапу заходу на посадку похибка визначення вертикального профілю виявилася близько 2 %.

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 підмножин 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.

3.3 Розробка структури контуру автоматичного управління повітряного судна на етапі заходу на посадку на курсову зону с вільним кутом підходу до ЗПС

Структурна схема контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону наведена на рис., на якому показані усі складові елементи контуру та їхній зв'язок з відповідними системами літака. Нижче наведемо короткий опис та розкриємо зміст блоків контуру.

ИК ВСП-148 - Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів ИК ВСП-148 призначено для формування й видачі споживачам інформації про висотно-швидкісні параметри, що характеризують політ об'єкту, й досягнення ними гранично-допустимих значень.

Комплекс ИК ВСП-148 являю собою комплект блоків й пристроїв авіаційної техніки, функціонально об'єднаних в єдине ціле й зв'язаних між собою каналами інформаційних зв'язків.

Комплекс являє собою складний вимірювальнo-обчислювальний пристрів, який на основі вхідних сигналів, що надходять у комплекс, опрацювання їх за відповідними математичними залежностями й законами логічної алгебри формує та видає споживачам необхідну вихідну інформацію.

Вхідні сигнали надходять у комплекс від:

- датчиків (пристроїв) первинної інформації;
- пристроїв ручного введення екіпажем;
- комутаційних пристроїв разових команд.

Споживачам вихідної інформації комплексу на об'єкті є:

- а) екіпаж;
- б) бортові пристрої та системи автоматичного керування.

Для екіпажу вихідна інформація комплексу видається у вигляді візуального відображення параметрів та сигналів на екранах системи КСЕІС.

Екрани відображення інформації системи КСЕІС розміщуються у кабіні пілотів на приладній дошці.

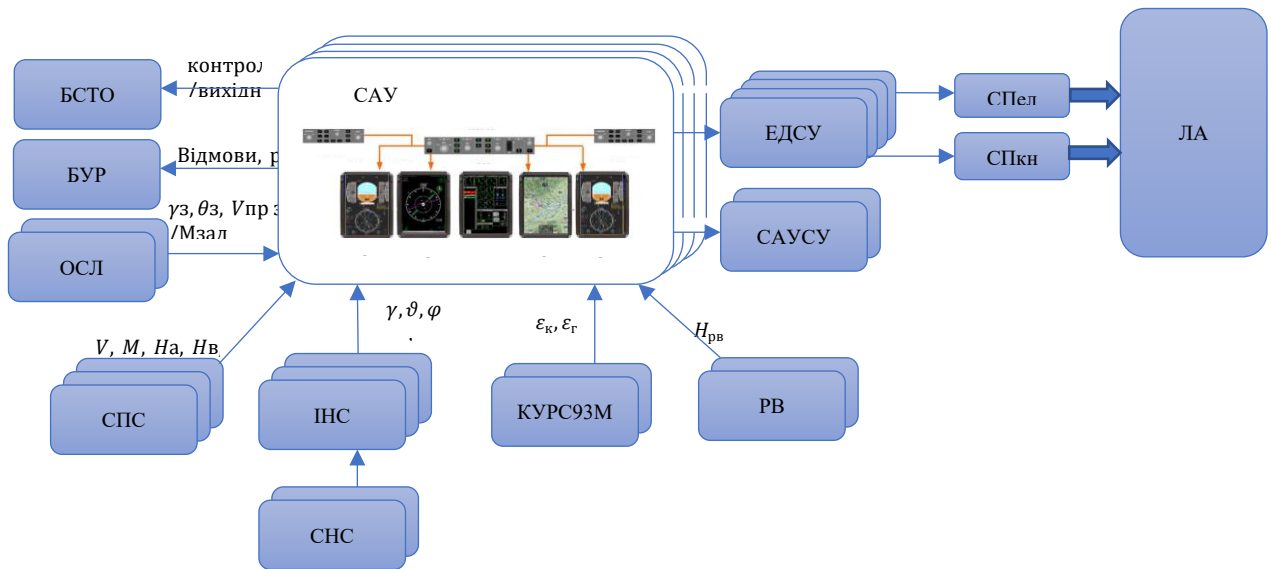


Рис.3.37 Структура контуру автоматичного керування ПС на етапі заходу на курсову зону

Таблиця 3.1

Склад комплексу ІК ВСП-148

Найменування блоку	Шифр блоку	Кількість блоків в комплекті	Місце розташування блоку на об'єкті
Модуль повітряних параметрів	МВП-1-1	3	Приладний відсік
Блок сигналізації	БС-1	1	Приладний відсік
Датчик температури гальмування	П-104	2	Зовнішня обшивка об'єкту
Датчик аеродинамічних кутів	ДАУ-72-1-1	2	Корпус об'єкту
Блок датчика лінійних прискорень	БДЛУ1-5 сер.2	1	Приладний відсік

Для екіпажу вихідна інформація комплексу видається у двох системах одиниць:

- а) у метричній;
- б) у англійській.

Для бортових пристроїв та систем автоматичного керування вихідна інформація комплексу видається у вигляді цифрових та дискретних електричних сигналів.

Цифрові сигнали видаються у вигляді двійкового біполярного послідовного коду, що відповідає ГОСТ 18977 та РТМ 1495 ред. 3 зі швидкістю передачі 12,5 кГц. При цьому більшість сигналів видається у двійковому коді (ДК), а окремі параметри видаються в двійково-десятичному коді (ДДК). Кожний вихідний сигнал має свою адресу.

З метою підвищення надійності до складу комплексу введено три модулі повітряних параметрів МВП-1-1, що працюють паралельно, що забезпечує видачу споживачам достовірної інформації про аерометричні параметри.

Комплекс забезпечує оперативну перевірку справності комплексу шляхом ввімкнення його у режим «Тест-контроль». За спеціальною разовою командою + 27 В «Тест-контроль» комплекс переводиться у режим роботи за тестовими програмами контролю, забезпечуючи видачу контрольних значень параметрів, як візуальних (на екрани системи КСЕІС) для контролю екіпажем (технічним персоналом), так й електричних (кодових) для спряжених з комплексом бортових приборів й пристроїв.

Модуль повітряних параметрів МВП-1-1 (далі по тексту - модуль) призначено для неперервного вимірювання та видачі електричної інформації про висоту польоту, а також приладну швидкість $V_{пр}$, максимально допустиму експлуатаційну швидкість $V_{м.д.}$, число M , динамічний P_d , статичний P_s , повний P_p тиск, істину повітряну швидкість $V_{іст}$, температуру зовнішнього повітря $T_{зв}$, температуру гальмування T_t , барокорекції №1 QNH

и №2 QFE, вертикальної швидкості V_y , відхиленні швидкості $V_{пр}$ від заданого значення ΔV .

Курсовертикаль LCR-100 є системою датчиків просторового положення літака, яка забезпечує інформацію про просторове положення літака, курс і динаміку польоту (швидкість і прискорення) літака, використовувану для управління польотом і таку, що виводиться на екрани пілотів.

Система механізована як інерціальна вимірювальна система з використанням оптоволоконних датчиків і мікро механічних акселерометрів, які «прив'язані» до основних осей літака. Цифровий комп'ютер математично обробляє отриману швидкість і прискорення літака з тим, щоб отримати курс, тангаж і крен. У систему так само поступають аеродинамічні дані, після чого система видає значення відфільтрованої інерціальної висоти польоту і вертикальної швидкості.

Система LCR-100 оснащена інерціальними градуїтованими приладами, які дозволяють виконувати регулювання гіроскопу курсу. Після регулювання гіроскопу курсу система починає працювати в навігаційному режимі на зразок інерціальної системи відліку (IRS). У цьому режимі система видає дані про вільне інерціальне навігаційне положення і швидкість на додаток до базових функцій курсовертикалі (AHRS).

Окрім цього, система Lcr-100 може працювати в режимі просторового положення, в якому реалізуються стандартні експлуатаційні режими роботи курсовертикалі AHRS (відповідно до протоколу ARINC 705). У цьому режимі магнітний курс може бути синхронізований і збільшений за допомогою блоку магнітних датчиків.

Якщо є GNSS дані від зовнішнього приймача GNSS, система LCR-100 так само може видавати дані із змішаною структурою про положення і швидкості з великою точністю і в пропускну здатність. При перервах в

роботі і несправностях GNSS, гібридні дані визначатимуться розрахунковим шляхом з певною точністю і зсувом. Напрямок і швидкість вітру розраховуватимуться на підставі даних про реальну повітряну швидкість і вхідні дані GNSS.

Існує різновид LCR-100, який використовує тільки режим просторового положення, цей варіант призначений для того, щоб замінити системи компанії LITEF LCR-92 і LCR-93, які використовуються в даний момент. Ця модифікація для регулювання курсу використовує зовнішній індукційний датчик (MSU), і не забезпечує виконання навігаційних функцій і виставку за допомогою гірокомпасування.

Блок LCR-100 видає дані відповідно до формату ARINC 429. Додатково, контрольні дані просторового положення і курсу можуть бути отримані від аналогових систем, що сполучають (наприклад, від синхронних систем).

Пульт керування - двоканальний. Кожен канал (основний і резервний) формує і передає у всі обчислювачі інформацію про стан вимикачів, кнопок-табло і заданих параметрах польоту.

Робота пульта контролюється обчислювачами. При справній САУ індикація режимів роботи і заданих параметрів на лицьовій панелі ПУ здійснюється від основного каналу. Перемикання на резервний канал здійснюється автоматично.

ОЦ – обчислювач цифровий працює незалежно, асинхронно виконуючи одні і ті ж програми. Для контролю результатів обчислювального процесу і для набуття достовірного значення вихідної інформації цифрові обчислювачі зв'язані між собою шинами між машинного інформаційного обміну.

Резервування обчислювальної частини САУ забезпечує працю обчислювачів до другої відмови, після якої автоматичне, суміщене і директорне управління автоматично відключаються.

Курс-93М - Бортова інтегрована апаратура навігації і посадки

3.4. Розробка протоколів інформаційної взаємодії систем-лічильників системи автоматичного управління повітряного судна на етапі заходу на курсову зону

Протокол інформаційної взаємодії апаратури заходу на посадку (блоків радіоприймальних КУРС-93М) с системою автоматичного керування на пасажирському літаку

ПРИЗНАЧЕННЯ ПРОТОКОЛУ

Справжній протокол призначений для визначення взаємодії системи автоматичного управління польотом і тягою (САУ) з блоками радіоприймальними (БРП) КУРС-93М для літака при вирішенні завдань управління польотом літака і контролю справності взаємодіючого устаткування.

ВЗАЄМОДІЯ СИСТЕМ

Функціональний зв'язок САУ з КУРС-93М здійснюється відповідно до ГОСТ 18977-79 і РТМ 1495-75 із зміною 3.

Кожен з двох обчислювальних блоків ВЦ №1 і ВЦ№2 з складу САУ отримують інформацію від двох блоків КУРС-93М у вигляді послідовного біполярного коду із швидкістю передачі інформації $12,5 \text{ кбіт/с} \pm 0,125 \text{ кбіт/с}$.

Два блоки КУРС-93М отримують інформацію від ВЦ №1 і ВЦ №2 у вигляді разової команди (РК) «Заборона перебудови» з рівнями «замикання на корпус» -«розрив»: рівень «замикання на корпус» - опір менше 100 Ом, напруга на вхідній і вихідній клеммах менше 3,5 В; рівень «розрив -опір більше 100 кОм, напруга на вхідній і вихідній клеммах від 18 В до 36 В; струм навантаження разової команди на клеммах блоку КУРС-93М не більше 1,5 мА.

Після зняття РК «Заборона перебудови» КУРС-93М знімає всі блокування і знімає ознаку підтвердження прийому цієї РК у вихідних даних за час, що не перевищує 1 с.

Інформація, що поступає з КУРС-93М в САУ. Склад і характеристики вихідної інформації КУРС-93М приведені в таблицях нижче.

Таблиця 3.2.

Вихідна інформація КУРС-93М

№ п./п.	Найменування параметру	Умовне позначення	Початок відліку	Додат. напрямки	Одн. вимірювання	Діапазон вимірювання	Похибка вимірювання	Ціна старшого розряду	Кільк. знач.розр.	СТ. розр	Інтервал передачі		Частота обн. Гц	ТВ	ТС	ТО	Восьмирична адреса	Ідентифікатор Адреса ОЗУ
											min мс	max мс						
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
	ILS (12.5) КГц																	
1.	Відхилення від курсу посадки	E _к	-	-	РГМ	+/-0.4		0.2	12	28	33.3	66.6		**	**	**	173	DKUOB
2.	Частота настройки (режим роботи)	ДС	-	-	-	-	-	-	-	-	167	333					034	DS034

Зауваження.

- 1) ** - такт (ТО), програмне запізнення на лічбу (ТС), програмне запізнення на видачу (ТВ) уточняється в процесі роботи.
- 2) В словах 173,174 "1" в 11 розряді означає наявність сигналу "заборона перебудови".

Таблиця 3.3

Структура слів 173 (відхилення від курсу) и 175 (відхилення від лінії глісади)

№ розряду	Функція	Стан
1-8	Адреса (173) ₈ Адреса: (174) ₈	01111011 01111100
10,9	Ідентифікатор джерела	00-усі комплекти 01-комплект №1 10-комплект №2 11-комплект №3
11	Сигнал заборони перебудови й контролю	1-є заборона 0-немає заборони
12	Резерв	0

15,13	Ознака прольоту маркерного маяка	001-дальній 010-середній 100-ближній
16	Резерв	0
29...17	Інформація об відхиленні в додатковому кодї	Цїна молодшого розряду: - слово 173:0,4/4096 - слово 174:0,8/4096
31,30	Матриця станів	Див. зауваження до таблицї
32	Бїт парності	
Інтервал видачі: 33,3...66,7 мс		

Зауваження. Розшифровка матриці стану вихідних слів двійкового коду (ДК) 173,174.

Таблиця 3.4

Стан розряду		Розшифровка інформації
31 р.	30 р.	
0	0	Попередження про відмову
0	1	Немає обчислених даних
1	0	Функціональний тест
1	1	Нормальна робота

Таблиця 3.5

Структура вхідного та вихідного слів 034 “Задана частота настройки”

№ розряду	Функція	Стан
1-8	Адрес (034)	00011100
10,9	Ідентифікатор джерела	00-усї комплекти 01-комплект №1

		10-компоєкт №2 11-комплект №3
11		У вхідному слові – резерв У вихідному слові: 1-отказ АФУ VOR 0-отказ АФУ VOR нет
12	Резерв	0
14,13		00 - VOR 10 - ILS 11 – СП-50 01 – непрепуст. комб.
18...15	Соті МГц	Частота настройки двійково-десятичні зображення
22...19	Десятки МГц	
26...23	Одиниці МГц	
29...27	Десятки МГц	
31,30	Матриця станів	Див. зауваження
32	Біт парності	
Інтервал надходження вхідного слова 034: 167...333 мс. Середня частота видачі вихідного слова 034 співпадає з частотою надходження вхідного слова 034.		

Таблиця 3.6

**Розшифровка матриці станів вихідних слів двійково-десятичного коду
(ДДК) 034.**

Стан розряду		Розшифровка інформації	
31 р.	30 р.	Вхідне слово ДДК	Вихідне ДДК
0	0	Нормальна робота	Нормальна робота
0	1	Інформація ігнорується	Немає обчислених даних
1	0	Функціональний тест	Функціональний тест
1	1	Інформація ігнорується	Недопустима комбінація

При відмові слова ДДК знімаються з виходу.

Час готовності КУРС-93М до роботи не перевищує 10 с з моменту включення електроживлення.

При знаходженні поза зоною дії радіомаяка, автоматичному режимі роботи КП РТС і при отриманні сигналу від ВСС на початок функціонального контролю КУРС-93М через час, не більш 1с, переходить до виконання контрольного завдання.

Командою переходу апаратури КУРС-93М в режим «Контроль» є надходження на неї слова 034₈ з матрицею стану (МС) «функціональний тест». При переході в підрежим КОНТРОЛЬ з режиму ILS (СП-50) здійснюється контроль вузлів апаратури, маяків ILS (СП-50) і маркерного каналу, що беруть участь в обробці сигналів (якщо останній не заблокований відповідною разовою командою). Контроль проводиться на тому частотному каналі, який був встановлений до моменту початку контролю.

Контроль блоку радіоприймального (БРП) в режимі ILS (СП-50) відбувається в три етапи. Протягом перших двох секунд 1-го етапу проводиться імітація відмови: вихідні слова 034₈ знімаються з лінії, МС слів 173₈, 174₈ встановлюються в стан «попередження про відмову». Починаючи з третьої секунди і до кінця контролю, МС вихідного слова 034₈ має стан "функціональний тест". З третьою по п'яту секунди першого етапу слова 173₈, 174₈ видаються з ознакою «Немає обчислених даних». На першому етапі (перші 5 сек) в слові 173₈ видається тестове значення $\epsilon_k = - 0,093\text{ргм}$ ($\epsilon_k = - 10,5\%$). а в слові 174₈ видається тестове значення $\epsilon_r = - 0,092\text{ргм}$. Тривалість першого етапу складає 5 сек. Потім матриці станів слів 173₈, 174₈ приймають значення "Функціональний тест" і залишаються в такому стані до кінця тесту.

На другому етапі в словах 173₈, 174₈ видається тестове значення 0 РГМ. Тривалість другого етапу складає 5 сек. На третьому етапі в слові 173₈ видається тестове значення $\epsilon_k = 0,093\text{ РГМ}$ ($\epsilon_k = 10,5\%$), а в слові 174₈ видається тестове значення $\epsilon_r = 0,092\text{ РГМ}$. Третій етап триває до моменту зняття команди включення контролю, але не менше 5-ти сек.

Примітка. Опис контролю маркерного каналу, який проводиться одночасно з контролем курсового і глісадного трактів, тут опущений, як неістотний для роботи САУ.

Коди тестових значень $\varepsilon_k = 0,093$ РГМ і $\varepsilon_k = -0,093$ РГМ у шістнадцятирічній формі записи рівні відповідно $03B8_{16}$ і $1C48_{16}$; для значень $\varepsilon_r = 0,092$ РГМ і $\varepsilon_r = -0,092$ РГМ коди рівні відповідно $01B7_{16}$ і $1E29_{16}$.

Інформація, що поступає з САУ в КУРС-93М

Система САУ формує і видає в систему КУРС-93М сигнал для заборони перебудови при включенні режимів автоматичного або директорного заходу на посадку, а також при включенні режиму «Зліт» натисненням на одну з кнопок включення даного режиму, розташованих на штурвалах лівого льотчика і правого льотчика.

3.5. Висновки за третім розділом

1. Досліджено алгоритмів автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до 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. Положення літака на ВІР дозволяло прийняти рішення про автоматичну посадку. Динаміка приземлення в автоматичному режимі порівнянна з посадкою в штурвальному режимі управління.

2. Розроблено структуру контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС.

3. Розроблено протоколи інформаційної взаємодії систем – лічильників системи автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону.

4. Показано з отриманих результатів, що моделювання було проведене в межах допустимих значень (відхилення елеронів не більше $\pm 15^0$ відхилення руля направлення не більше $\pm 2^0$) та не перевищили вимог критерію щодо якості траєкторії заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС. Доопрацьовано бічний канал моделі САУ в частині: 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»); коригування коефіцієнтів передачі та введення інтегруючих ланок зворотного зв'язку для усунення статичної похибки стабілізації РСЗ курсу; 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; виправлення алгоритмів каналу РН (зменшена реакція РН на малих висотах; Зменшено демпфірування в шляховому каналі, зменшені величини коефіцієнтів: по куту знесу, по ω_z) для поліпшення динамічних характеристик на гранично малих висотах; 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;

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

1. 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

2. 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

3. 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 «ABIA-2013»: XI Міжнародна науково-технічна конференція, 21 – 23 травня 2013 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 41 – 44.

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

РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ РЕЖИМІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА ТИПУ АН-158

4.1 Пакет вихідних даних для моделювання контуру «Ан-158 – САУ»

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.4.1-4.4 представлений короткий аналіз стійкості бічного руху. Він показує, що літак володіє шляховою і поперечною стійкістю із слабким декрементом загасання.



Рис.4.1. Реакція на ступінчатий порив вітру $\Psi_{\text{weter}}=5$ град при $V_{\text{пр}}=430$ км/год; $H=11600$ м; $m=36000$ кг; $\alpha_{\text{fao}}=5$ град



Рис.4.2. Реакція на імпульс руля направлення

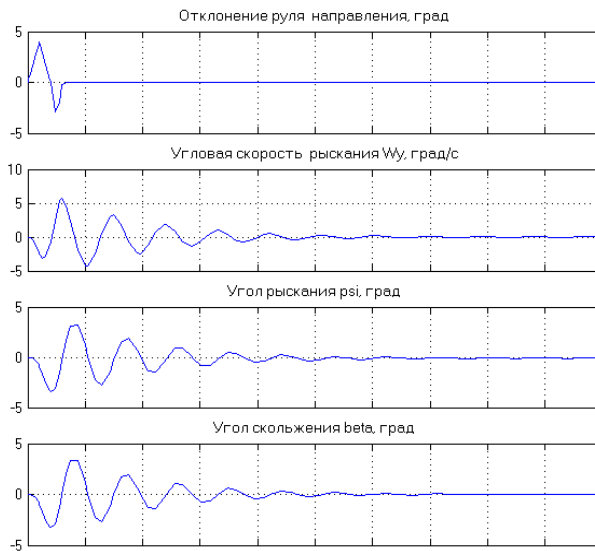


Рис.4.3. Реакція на подвійний імпульс руля направлення

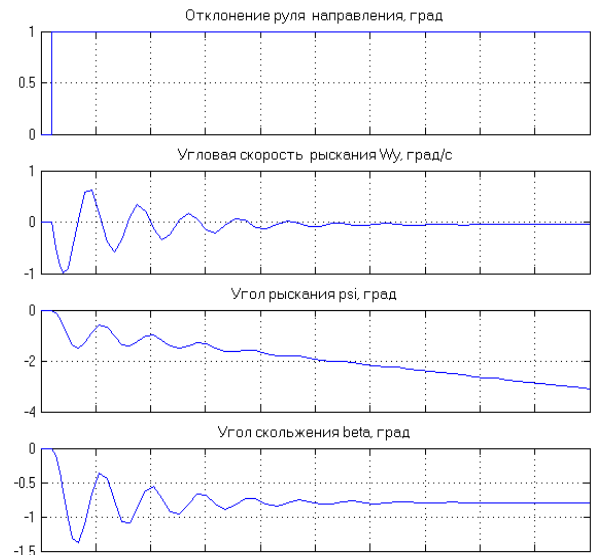


Рис.4.4. Реакція на ступінчате відхилення руля направлення

Системи координат

При практичному використанні рівнянь руху літака їх записують в обраних системах координат (СК), що відповідають завданням управління. При вирішенні завдань управління літаком використовуються земні і рухливі СК, певні ГОСТ 20058-80. Для дослідження задач контурів кутового і траєкторного управління будемо застосовувати праві прямокутні декартові системи координат.

Нормальна земна система координат $O_oX_gY_gZ_g$

Початок координат знаходиться на поверхні Землі: в певній точці злітно-посадкової смуги (ЗПС), в точці розташування орієнтира і т.д. Ось O_oY_g спрямована вгору по місцевої вертикалі. Під місцевою вертикаллю розуміють пряму, збігається з напрямком сили тяжіння в даній точці. Осі O_oX_g і O_oZ_g розташовані в горизонтальній площині. Орієнтація осей O_oX_g і O_oZ_g залежить від розв'язуваної задачі і годиться незмінною (обертанням Землі будемо нехтувати).

Нормальна система координат $OX_gY_gZ_g$

Початок знаходиться в центрі мас літака, осі OX_g і OZ_g розташовані в горизонтальній площині, вісь OY_g спрямована вгору по місцевої вертикалі.

Напрямок осей OX_g і OZ_g вибирається відповідно до завданням. Відносне положення систем координат $O_oX_gY_gZ_g$ і $OX_gY_gZ_g$ визначається вектором g між їх початками. Проекція вектору g на вісь називається геометричною висотою.

Пов'язана система координат $OXYZ$

Це рухома система координат, осями якої є поздовжня вісь OX , нормальна вісь OY і поперечна вісь OZ , фіксовані щодо літака .. Початок координат знаходиться в центрі мас літака.

Поздовжня вісь OX - вісь пов'язаної СК, розташована в площині симетрії літального апарату (під літальним апаратом розуміється літак) і спрямована по будівельній горизонталі фюзеляжу (УФС).

Нормальна вісь OY - вісь пов'язаної СК, розташована в площині симетрії літального апарату (ЛА) і спрямована до верхньої частини ЛА.

Поперечна вісь OZ - вісь пов'язаної СК, перпендикулярна площині симетрії ЛА і спрямована до правої частини ЛА.

Траекторна система координат $OX_kY_kZ_k$

Початок координат знаходиться в центрі мас ЛА. Ось OX_k спрямована уздовж вектору земної швидкості V_k (тобто уздовж вектору швидкості ЛА відносно Землі). Ось OY_k лежить у вертикальній площині, що проходить через OX_k . Ось OZ_k лежить в горизонтальній площині.

Напівзв'язана система координат $OX_eY_eZ_e$

Початок знаходиться в центрі мас. Ось OX_e збігається з проекцією швидкості ЛА V на площину OXY зв'язаної системи координат, вісь OY_e - с віссю підйомної сили OY_a , а вісь OZ_e - з поперечною віссю.

Швидкісна система координат $OX_aY_aZ_a$

Це рухома система координат, осями якої є швидкісна вісь OX_a , вісь підйомної сили OY_a і бічна вісь OZ_a .

Швидкісна вісь OX_a - вісь швидкісної системи координат, що збігається з напрямком повітряної швидкості ЛА \vec{V} .

Ось підйомної сили OY_a - вісь швидкісний СК в площині симетрії ЛА і спрямована до верхньої частини ЛА.

Бічна вісь OZ_a - вісь, яка в сукупності зі швидкісною віссю підйомної сили становить швидкісну СК. Відносне положення перерахованих вище систем координат визначається кутами: кутом рискання ψ , кутом тангажа ϑ і кутом крену γ між осями пов'язаної і нормальної систем координат; швидкісним кутом рискання ψ_a , швидкісним кутом тангажу ϑ_a і швидкісним кутом крену γ_a між осями швидкісної і нормальної систем координат; кутом шляху і кутом нахилу траєкторії θ між осями нормальної і траєкторної систем координат; кутом атаки α і кутом ковзання β між осями швидкісної і зв'язаної систем координат; швидкісним кутом крену γ_a між осями швидкісної і траєкторної систем координат; кутом атаки α між осями напівзв'язаних і пов'язаної систем координат. Переведення величин з однієї системи координат в іншу виконується за допомогою матриці переходу. Матриця переходу формується відповідно до послідовності поворотів навколо осей систем координат. Так, повороту навколо осі OX (без урахування нижнього індексу) правої прямокутної декартової системи координат на кут ϕ відповідає матриця переходу

$$A_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (2.42)$$

повороту навколо осі OY відповідає матриця переходу

$$A_2(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (2.43)$$

повороту навколо осі OZ відповідає матриця переходу

$$A_3(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.44)$$

У ряді випадків перехід від однієї системи координат до іншої здійснюється за допомогою одного або двох елементарних перетворень.

Перетворення однієї СК до іншої із застосуванням матриць переходу схематично представлені на нижче

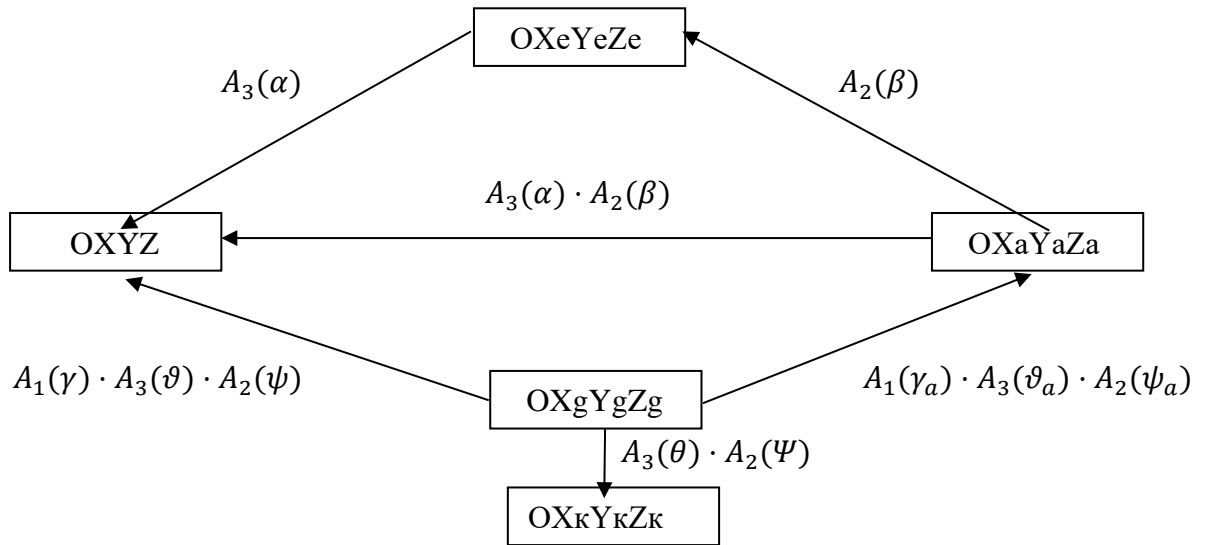


Рис.4.5. Перетворення однієї СК до іншої із застосуванням матриць переходу

Зворотні перетворення наведених систем координат представлені нижче.

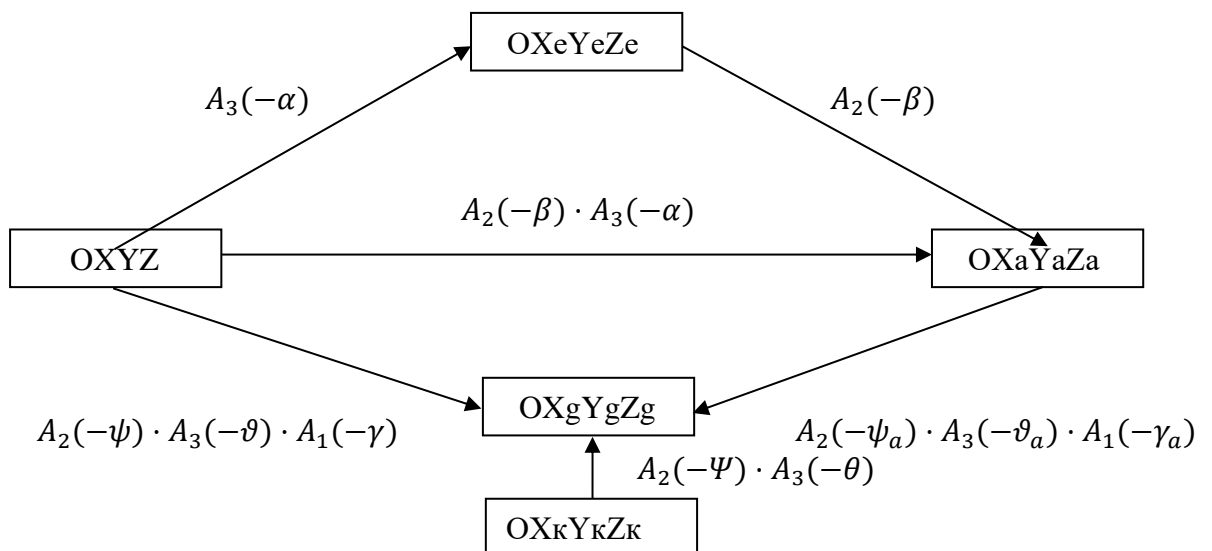


Рис.4.6. Зворотні перетворення наведених систем координат

З наведених схем перетворень можна досить точно визначити матриці переходу. Так, перехід від пов'язаної СК до швидкісної визначається як

$$\begin{aligned}
A_C^{CB} &= A_2(-\beta) \cdot A_3(-\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & \sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \\
&= \begin{bmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta & -\sin \alpha \cdot \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ \cos \alpha \cdot \sin \beta & \sin \alpha \cdot \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (4.1)
\end{aligned}$$

Тут і далі верхній індекс матриці переходу відповідає назві СК, від якої здійснюється перехід, а нижній індекс відповідає СК, до якої здійснюється перехід. Зауважимо, що введені матриці переходу здійснюють всі можливі переходи від однієї з перерахованих СК до іншої. Так, перехід від траєкторної до швидкісної СК здійснюється матрицею

$$A_C^T = A_C^{CB} \cdot A_{CB}^H \cdot A_H^T, \text{ або } A_C^T = A_C^H A_H^T \quad (4.2)$$

При цьому

$$\begin{aligned}
A_H^T &= A_2(-\Psi) \cdot A_3(-\theta) \\
A_{CB}^H &= A_2(-\psi) \cdot A_3(-\vartheta) \cdot A_1(-\gamma) \\
A_C^{CB} &= A_2(-\beta) \cdot A_3(-\alpha) \\
A_C^H &= A_1(\gamma_a) \cdot A_3(\vartheta_a) \cdot A_2(\psi_a) \quad (4.3)
\end{aligned}$$

Елементи наведених матриць утворюються за правилом множення вказаних матриць переходу.

Математичні моделі просторового руху літака

Прийmemo ряд основних припущень при моделюванні просторового руху літака на невеликих інтервалах часу:

1. Конструкція літака вважається жорсткої;
2. Маса і моменти інерції літака в процесі моделювання постійні; Сила тяги двигуна лежить в площині, паралельній площині симетрії, і становить з віссю ОХ кут ϕ ;
3. Атмосфера є стандартною по ГОСТ 4401-81;
4. Кутова швидкість обертання Землі $\Omega_3=0$, переносні і коріолісову сили і моменти $F_{\text{пер}} = F_{\text{кор}} = 0$, $M_{\text{пер}} = M_{\text{кор}} = 0$.

Рівняння динаміки літака, як твердого тіла постійної маси в довільній СК, що обертається з абсолютною кутовий швидкістю Ω , записуються у вигляді векторного рівняння зміни кількості руху [2,3], а саме:

$$m\dot{\vec{V}}_K + m\vec{\Omega} \times \vec{V}_K = \vec{F} \quad (4.4)$$

і векторного рівняння зміни моменту кількості руху

$$\dot{\vec{K}} + \vec{\Omega} \times \vec{K} = \vec{M}. \quad (4.5)$$

де:

m - маса літака;

\vec{V}_K - вектор земної швидкості центру мас ЛА;

\vec{F} - рівнодіюча або головний вектор всіх зовнішніх сил, що діють на ЛА;

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

\vec{M} - головний вектор моментів, що діють на ЛА.

Рівняння (7) характеризує динаміку поступального руху ЛА. При описі поступального руху ЛА будемо використовувати траєкторну і пов'язану СК. Рівняння (8) характеризує динаміку обертального руху ЛА.

Математична модель просторового руху літака являє собою систему нелінійних диференціальних рівнянь, яка складається з наступних груп:

- 1) трьох рівнянь сил;
- 2) трьох рівнянь моментів;
- 3) трьох рівнянь, що характеризують кінематику обертального руху;
- 4) трьох рівнянь, що характеризують кінематику поступального руху;
- 5) трьох рівнянь, що характеризують геометричні співвідношення;
- 6) рівнянь, що враховують швидкість вітру.

Розглянемо кожну групу окремо.

рівняння сил

Рівняння сил характеризують динаміку поступального руху. При описі поступального руху ЛА будемо використовувати траєкторну або пов'язану СК. Якщо знехтувати обертанням Землі і кривизною її поверхні, то нормальна СК матиме незмінне напрямом осей, а вектор кутової швидкості траєкторної СК має вигляд

$$\begin{bmatrix} P_{XK} \\ P_{YK} \\ P_{ZK} \end{bmatrix} = A_T^H \cdot A_H^{CB} \cdot A_{CB}^{DB} \cdot \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (4.6)$$

де

$$A_{CB}^{DB} = \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

- матриця переходу від СК, яка характеризується напрямком вектору тяги \vec{P} , до зв'язаної СК;

ϕ - кут установки двигуна.

Таким чином, сила тяги в проекції на осі пов'язаної СК має вигляд:

$$P_x = P \cos \phi, \quad P_y = P \sin \phi, \quad P_z = 0. \quad (4.7)$$

Матриця переходу від пов'язаної системи координат до траєкторної має вигляд:

$$\begin{aligned} A_T^{CB} &= A_T^H A_T^{CB} = A_3(\theta) A_2(\Psi) A_2(-\psi) A_3(-\vartheta) A_1(-\gamma) = \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \Psi & \sin \theta & -\cos \theta \\ -\sin \theta \cos \Psi & \cos \theta & \sin \Psi \sin \theta \\ \sin \Psi & 0 & \cos \Psi \end{bmatrix} \times \\ &\times \\ &\begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}, \quad (4.8) \end{aligned}$$

де елементи матриці A_T^{CB} мають наступний формульний вигляд

$$a_{11} = \cos \theta \cos \Psi \cos \psi \cos \vartheta + \sin \theta \sin \vartheta + \cos \theta \sin \Psi \sin \psi \cos \vartheta;$$

$$a_{12} = \cos \theta \cos \Psi (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \sin \theta \cos \vartheta \cos \gamma$$

$$- \cos \theta \sin \Psi (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma); a_{13}$$

$$= \cos \theta \cos \Psi (\sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) - \sin \theta \cos \vartheta \cos \gamma$$

$$- \cos \theta \sin \Psi (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma); a_{21}$$

$$= \cos \theta \sin \vartheta - \sin \theta \cos \Psi \cos \psi \cos \vartheta - \sin \theta \sin \Psi \sin \psi \cos \vartheta;$$

$$\begin{aligned}
a_{22} &= \cos \theta \cos \vartheta \cos \gamma - \sin \theta \cos \Psi (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \\
&\quad + \sin \theta \sin \Psi (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma); a_{23} \\
&= \sin \theta \sin \Psi (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma) \\
&\quad - \sin \theta \cos \Psi (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma) \\
&\quad - \cos \theta \cos \vartheta \sin \gamma; a_{31} = \sin \Psi \cos \psi \cos \vartheta - \cos \Psi \sin \psi \cos \vartheta; \\
a_{32} &= \sin \Psi (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \\
&\quad + \cos \Psi (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma); a_{33} \\
&= \sin \Psi (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma) \\
&\quad + \cos \Psi (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma).
\end{aligned}$$

У проєкції на осі траєкторної СК складові векторе тяги мають вигляд

$$\begin{bmatrix} P_{XK} \\ P_{YK} \\ P_{ZK} \end{bmatrix} = A_T^{CB} \begin{bmatrix} P \cos \phi \\ P \sin \phi \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \cos \phi \\ P \sin \phi \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.9)$$

В результаті отримуємо

$$\begin{aligned}
P_{XK} &= P a_{11} \cos \phi + P a_{12} \sin \phi; \\
P_{YK} &= P a_{21} \cos \phi + P a_{22} \sin \phi; \\
P_{ZK} &= P a_{31} + P a_{32} \sin \phi.
\end{aligned} \quad (4.10)$$

Сила тяжіння

Вектор сили тяжіння в проєкції на осі траєкторної СК має вигляд

$$\begin{bmatrix} G_{XK} \\ G_{YK} \\ G_{ZK} \end{bmatrix} = A_T^H \begin{bmatrix} 0 \\ -G \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.11)$$

В результаті отримуємо

$$\begin{aligned}
G_{XK} &= -G \sin \theta; \\
G_{YK} &= -G \cos \theta; \\
G_{ZK} &= 0.
\end{aligned} \quad (4.12)$$

Аеродинамічна сила

Коефіцієнти аеродинамічної сили, відповідно до даних звіту по аеродинаміці літак представлена в напівзв'язаній системі координат. Тоді,

складові аеродинамічної сили \vec{R}_A в проекції на осі траєкторної СК виходять перетворенням осей полусвязанной СК до траєкторної

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} &= A_T^H A_H^{CB} A_{CB}^e \begin{bmatrix} -X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} = A_T^H A_H^{CB} A_3(\alpha) \begin{bmatrix} -X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} = \\ &= A_T^H A_H^{CB} \begin{bmatrix} -X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha \\ Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha \\ Z_e \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (4.13)$$

В результаті отримуємо

$$\begin{aligned} X_T &= (-X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha) a_{11} + \\ &+ (Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha) a_{12} + Z_e a_{13}; \\ Y_T &= (-X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha) a_{21} + \\ &+ (Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha) a_{22} + Z_e a_{23}; \\ Z_T &= (-X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha) a_{31} + \\ &+ (Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha) a_{32} + Z_e a_{33}. \end{aligned} \quad (4.14)$$

Аеродинамічні сили в напівзв'язаній СК визначаються за формулами $X_e =$

$$c_{RXe} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Y_e = c_{RYe} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Z_e = c_{RZe} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (4.15)$$

Рівняння сил в траєкторній системі координат

Рівняння сил в траєкторній системі координат мають вигляд:

$$\begin{aligned} m\dot{V}_K &= a_{11}(P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha) + \\ &+ a_{12}(P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha) + Z_e a_{13} - G \sin \theta; \\ mV_K \dot{\theta} &= a_{21}(P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha) + \\ &+ a_{22}(P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha) + Z_e a_{23} - G \cos \theta; \\ -mV_K \cos \theta \dot{\Psi} &= a_{31}(P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha) + \\ &+ a_{23}(P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha) + Z_e a_{33}. \end{aligned} \quad (4.16)$$

У матричній формі рівняння сил мають вигляд $m \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ V_K \dot{\theta} \\ -V_K \cos \theta \dot{\Psi} \end{bmatrix} =$

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha \\ P \cos \phi + X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha \\ Z_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -G \sin \theta \\ -G \cos \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Рівняння сил у зв'язаній системі координат

Відповідно до (7) рівняння сил у зв'язаній системі координат мають

вигляд $m \begin{bmatrix} \dot{V}_{KX} \\ \dot{V}_{KY} \\ \dot{V}_{KZ} \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} V_{KZ} \omega_y - V_{KY} \omega_z \\ V_{KX} \omega_z - V_{KZ} \omega_x \\ V_{KY} \omega_x - V_{KX} \omega_y \end{bmatrix} = P \begin{bmatrix} \cos \phi \\ \sin \phi \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + A_{CB}^H \begin{bmatrix} 0 \\ -G \\ 0 \end{bmatrix}.$

(4.18)

У розрахунковому вигляді рівняння сил мають вигляд:

$$\begin{aligned} m \dot{V}_{KX} &= m(V_{KY} \omega_z - V_{KZ} \omega_y) + P \cos \phi - X_e \sin \alpha + \\ & Y_e \sin \alpha - G \sin \vartheta; \\ m \dot{V}_{KY} &= m(V_{KZ} \omega_x - V_{KX} \omega_z) + P \sin \phi + X_e \sin \alpha + \\ & Y_e \cos \alpha - G \cos \vartheta \cos \gamma; \\ m \dot{V}_{KZ} &= m(V_{KX} \omega_y - V_{KY} \omega_x) + Z_e - G \cos \vartheta \sin \gamma. \end{aligned} \quad (4.19)$$

де: V_{KX}, V_{KY}, V_{KZ} - проекції вектора земної швидкості \vec{V}_k на осі зв'язаної СК;

$\omega = (\omega_x \omega_y \omega_z)^T$ - вектор кутової швидкості обертання пов'язаної СК;

Важливим і часто використовуваним поняттям в динаміці поступального руху ЛА є перевантаження. Вона є векторною величиною, яка визначається як відношення результуючої сили \vec{R} до добутку маси ЛА m на прискорення вільного падіння \vec{g}

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}}{m\vec{g}}. \quad (4.20)$$

У проекції на осі пов'язаної СК вектор перевантаження \vec{n} має вигляд

$$\begin{aligned}
 n_x &= \frac{P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha}{mg} - \text{поздовжня перевантаження}; \\
 n_y &= \frac{P \sin \phi - X_e \sin \alpha + Y_e \cos \alpha}{mg} - \text{нормальне перевантаження}; \\
 n_z &= \frac{Z_e}{mg} - \text{поперечне перевантаження}.
 \end{aligned}
 \tag{4.21}$$

Складові перевантаження в подальшому необхідно враховувати при формуванні законів автоматичного управління в каналах керма висоти, керма напрямку і автомата тяги.

Рівняння швидкості літака з урахуванням вітру

У тому випадку, коли повітряне середовище переміщається зі швидкістю \vec{W} щодо нормальної земної системи координат, що становлять вектора \vec{V} визначаються як

$$\vec{V} = \vec{V}_K - \vec{W}. \tag{4.22}$$

У проекції на осі зв'язаної системи координат складові вектору \vec{V} мають вигляд

$$\begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} = A_{CB}^H A_H^T \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - A_{CB}^H \begin{bmatrix} W_{xg} \\ W_{yg} \\ W_{zg} \end{bmatrix}, \tag{4.23}$$

$$\text{де } A_{CB}^H \cdot A_H^T = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{bmatrix} \tag{4.24}$$

Складові вектору вітру \vec{W} в нормальній СК мають вигляд відповідно до

$$W_{xg} = W \cos \theta_w \cos \Psi_w;$$

$$W_{yg} = W \sin \theta_w;$$

$$W_{zg} = -W \sin \Psi_w \cos \theta_w. \tag{4.25}$$

де: Ψ_w - кут вітру. Кут між віссю OXg нормальної СК і проекцією швидкості вітру \vec{W} на горизонтальну поверхню OXg Zg нормальної СК;

θ_w - нахил вітру. Кут між напрямком вектору швидкості вітру \vec{W} і горизонтальною площиною.

При аналізі впливу вітрових збурень будемо використовувати наступні моделі, запропоновані:

- 1) модель струменевої течії;
- 2) модель пориву вітру;
- 3) модель безперервної турбулентності.

Вихідні дані літака представлені наступними даними:

- 1) основні геометричні характеристики;
- 2) вагові, інерційні і центрувальні характеристики;
- 3) експлуатаційні обмеження;
- 4) основні конфігурації літака;
- 5) сфера застосування літака;
- 6) алгоритми функціонування ЕДСУ;
- 7) аеродинамічні характеристики.

4.2. Розробка математичної моделі просторово руху літака Ан-158

Наведемо три математичних моделі просторового руху літака.

Математична модель просторового руху, що враховує траєкторну систему координат в рівняннях сил має вид:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V}_K &= (P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha)a_{11} + \\
 &+ (P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha)a_{12} + Z_e a_{13} - G \sin \theta ; \\
 mV_K \dot{\theta} &= (P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha)a_{21} + \\
 &+ (P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha)a_{22} + Z_e a_{23} - G \cos \theta ; \\
 -mV_K \cos \theta \dot{\Psi} &= (P \cos \phi - X_e \cos \alpha + Y_e \sin \alpha)a_{31} + \\
 &+ (P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + X_e \sin \alpha)a_{32} + Z_e a_{33}; \\
 \dot{\omega}_X &= \frac{I_{XY}^2 - I_Y I_Z + I_Y^2}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_Y \omega_Z + \frac{I_{XY}(I_Z - I_X - I_Y)}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_X \omega_Z + \\
 &+ \frac{I_Y}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RX} + \frac{I_{XY}}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RY}; \\
 \dot{\omega}_Y &= \frac{I_{XY}(I_X + I_Y - I_Z)}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_Y \omega_Z + \frac{I_X I_Z - I_X^2 - I_{XY}^2}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_X \omega_Z +
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{I_{XY}}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RX} + \frac{I_X}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RY}; \\
\dot{\omega}_Z &= \frac{I_X - I_Y}{I_Z} \omega_Y \omega_Z + \frac{I_{XY}}{I_Z} (\omega_X^2 - \omega_Y^2) + \frac{M_{RZ}}{I_Z}; \\
\dot{\vartheta} &= \omega_Y \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma; \\
\dot{\gamma} &= \omega_X - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma); \\
\dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma); \\
\dot{X} &= V_K \cos \theta \cos \Psi; \\
\dot{H} &= V_K \sin \theta; \\
\dot{Z} &= -V_K \cos \theta \sin \Psi; \tag{4.26}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
V_X &= V_K (\cos \theta \cos \Psi \cos \psi \cos \vartheta + \sin \theta \sin \vartheta + \cos \theta \sin \Psi \sin \psi \cos \vartheta) \\
&\quad - (W_{xg} \cos \psi \cos \vartheta + W_{yg} \sin \vartheta - W_{zg} \sin \psi \cos \vartheta); \\
V_Y &= V_K (\cos \theta \sin \vartheta - \sin \theta \cos \Psi \cos \psi \cos \vartheta - \sin \theta \sin \Psi \sin \psi \cos \vartheta) \\
&\quad - (W_{xg} (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + W_{yg} \cos \vartheta \cos \gamma + \\
&\quad + W_{zg} (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma)); \\
V_Z &= V_K (\sin \Psi \cos \psi \cos \vartheta - \cos \Psi \sin \psi \cos \vartheta) - \\
&\quad - (W_{xg} (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma) - W_{yg} \cos \vartheta \sin \gamma + \\
&\quad + W_{zg} (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma)); \tag{4.27}
\end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned}
V &= \sqrt{V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2}; \\
W_{xg} &= W \cos \theta_W \cos \Psi_W; \\
W_{yg} &= W \sin \theta_W; \\
W_{zg} &= -W \sin \Psi_W \cos \theta_W;
\end{aligned} \right\} \text{для врахування струменевої течії і пориву вітру у}$$

відповідності

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_{xg} &= \sqrt{\frac{2V}{L}} \sigma_{Wxg} \xi_{xg} - \frac{V}{L} W_{xg}; \\ \dot{W}_{yg}^* &= (\sqrt{3} - 1) \sqrt{\frac{V}{L}} \sigma_{Wyg} \xi_{yg} - \frac{V}{L} W_{yg}^*; \\ \dot{W}_{yg} &= \sqrt{\frac{3V}{L}} \sigma_{Wyg} \xi_{yg} - \frac{V}{L} (W_{yg}^* + W_{yg}); \\ \dot{W}_{zg}^* &= (\sqrt{3} - 1) \sqrt{\frac{V}{L}} \sigma_{Wzg} \xi_{zg} - \frac{V}{L} W_{zg}^*; \\ \dot{W}_{zg} &= \sqrt{\frac{3V}{L}} \sigma_{Wzg} \xi_{zg} - \frac{V}{L} (W_{zg}^* + W_{zg}); \end{aligned} \right\} \text{ для ураховання турбулентності}$$

Математична модель просторового руху, що враховує пов'язану систему координат в рівняннях сил

$$\begin{aligned} m\dot{V}_{KX} &= m(V_{KY}\omega_Z - V_{KZ}\omega_Y) + P \cos \phi - X_e \cos \alpha + \\ &\quad + Y_e \sin \alpha - G \sin \vartheta; \\ m\dot{V}_{KY} &= m(V_{KZ}\omega_X - V_{KX}\omega_Z) + P \sin \phi + Y_e \cos \alpha + \\ &\quad + X_e \sin \alpha - G \cos \vartheta \cos \gamma; \\ m\dot{V}_{KZ} &= m(V_{KX}\omega_Y - V_{KY}\omega_X) + Z_e + G \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \dot{\omega}_X &= \frac{I_{XY}^2 - I_Y I_Z + I_Y^2}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_Y \omega_Z + \frac{I_{XY}(I_Z - I_X - I_Y)}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_X \omega_Z + \\ &\quad + \frac{I_Y}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RX} + \frac{I_{XY}}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RY}; \\ \dot{\omega}_Y &= \frac{I_{XY}(I_X + I_Y - I_Z)}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_Y \omega_Z + \frac{I_X I_Z - I_X^2 - I_{XY}^2}{I_X I_Y - I_{XY}^2} \omega_X \omega_Z + \\ &\quad + \frac{I_{XY}}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RX} + \frac{I_X}{I_X I_Y - I_{XY}^2} M_{RY}; \\ \dot{\omega}_Z &= \frac{I_X - I_Y}{I_Z} \omega_Y \omega_Z + \frac{I_{XY}}{I_Z} (\omega_X^2 - \omega_Y^2) + \frac{M_{RZ}}{I_Z}; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_Y \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_X - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma); \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma); \end{aligned} \tag{4.28}$$

$$\begin{aligned} V_X &= V_{KX} - (W_{xg} \cos \psi \cos \vartheta + W_{yg} \sin \vartheta - W_{zg} \sin \psi \cos \vartheta); \\ V_Y &= V_{KY} - (W_{xg} (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \end{aligned}$$

$$+W_{yg} \cos \vartheta \cos \gamma + W_{zg} (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma));$$

$$V_Z = V_{KZ} - (W_{xg} (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) - W_{yg} \cos \vartheta \sin \gamma + \\ + W_{zg} (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma));$$

$$\left. \begin{aligned} V &= \sqrt{V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2}; \\ W_{xg} &= W \cos \theta_W \cos \Psi_W; \\ W_{yg} &= W \sin \theta_W; \\ W_{zg} &= -W \sin \Psi_W \cos \theta_W; \end{aligned} \right\} \text{для врахування струменевої течії і пориву вітру}$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_{xg} &= \sqrt{\frac{2V}{L}} \sigma_{Wxg} \xi_{xg} - \frac{V}{L} W_{xg}; \\ \dot{W}_{yg}^* &= (\sqrt{3} - 1) \sqrt{\frac{V}{L}} \sigma_{Wyg} \xi_{yg} - \frac{V}{L} W_{yg}^*; \\ \dot{W}_{yg} &= \sqrt{\frac{3V}{L}} \sigma_{Wyg} \xi_{yg} - \frac{V}{L} (W_{yg}^* + W_{yg}); \\ \dot{W}_{zg}^* &= (\sqrt{3} - 1) \sqrt{\frac{V}{L}} \sigma_{Wzg} \xi_{zg} - \frac{V}{L} W_{zg}^*; \\ \dot{W}_{zg} &= \sqrt{\frac{3V}{L}} \sigma_{Wzg} \xi_{zg} - \frac{V}{L} (W_{zg}^* + W_{zg}); \end{aligned} \right\} \text{для обліку турбулентності атмосфери}$$

$$\alpha = -\arctg \frac{V_Y}{V_X} + \phi_{kp};$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{V}_X V_Y - \dot{V}_Y V_X}{V_X^2 + V_Y^2};$$

$$\beta = \arcsin \frac{V_Z}{V}; \quad (4.29)$$

$$\dot{X} = V_{KX} \cos \vartheta \cos \psi + V_{KY} (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \\ + V_{KZ} (\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma);$$

$$\dot{Y} = V_{KX} \sin \vartheta + V_{KY} \cos \vartheta \cos \gamma - V_{KZ} \cos \vartheta \sin \gamma;$$

$$\dot{Z} = -V_{KX} \cos \vartheta \sin \psi + V_{KY} (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) + \\ + V_{KZ} (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma). \quad (4.30)$$

Вибір моделей обраних вище обґрунтовується завданням автоматичного управління на заданому етапі польоту.

Таким чином, пакет вихідних даних для математичного моделювання контуру автоматичного управління системи "літак - САУ" являє собою:

- 1) основні геометричні характеристики літака;

- 2) вагові, інерційні і центрувальні характеристики;
- 3) експлуатаційні обмеження;
- 4) основні конфігурації літака;
- 5) сфера застосування літака;
- 6) алгоритми функціонування ЕДСУ;
- 7) аеродинамічні характеристики;
- 8) наявні висотно-швидкісні характеристики рухової установки літака з двигунами Д-436;
- 9) кінематичні схеми системи штурвального управління ЕДСУ;
- 10) математична модель просторового руху літака у вигляді (56), або (57), або (60);
- 11) параметри стандартної атмосфери відповідно до ГОСТ 4401-81;
- 12) закони САУ, відповідні штатним режимам автоматичного керування літаком.

Для забезпечення досліджень автоматичного управління, заданого режимами САУ, розглянемо розробку моделює алгоритму.

Візуалізація отриманих результатів

Моделювання зі зворотним зв'язком (closed-loop simulation) є більш точним, ніж програмне забезпечення в контурі (software in the loop -SiL). При такому підході вбудоване програмне забезпечення «реального часу», що спирається на сувору і безпечну реалізацію законів управління, може бути додано в середу моделювання, включаючи динаміку літака, яка моделюється як високонадійні моделі.

Розроблений нижче програмний комплекс представляє собою стандартний інтерфейс для обміну даними і моделями між ПО для системного імітаційного моделювання. блоки можуть застосовуватися для управління програмним забезпеченням через НМІ.

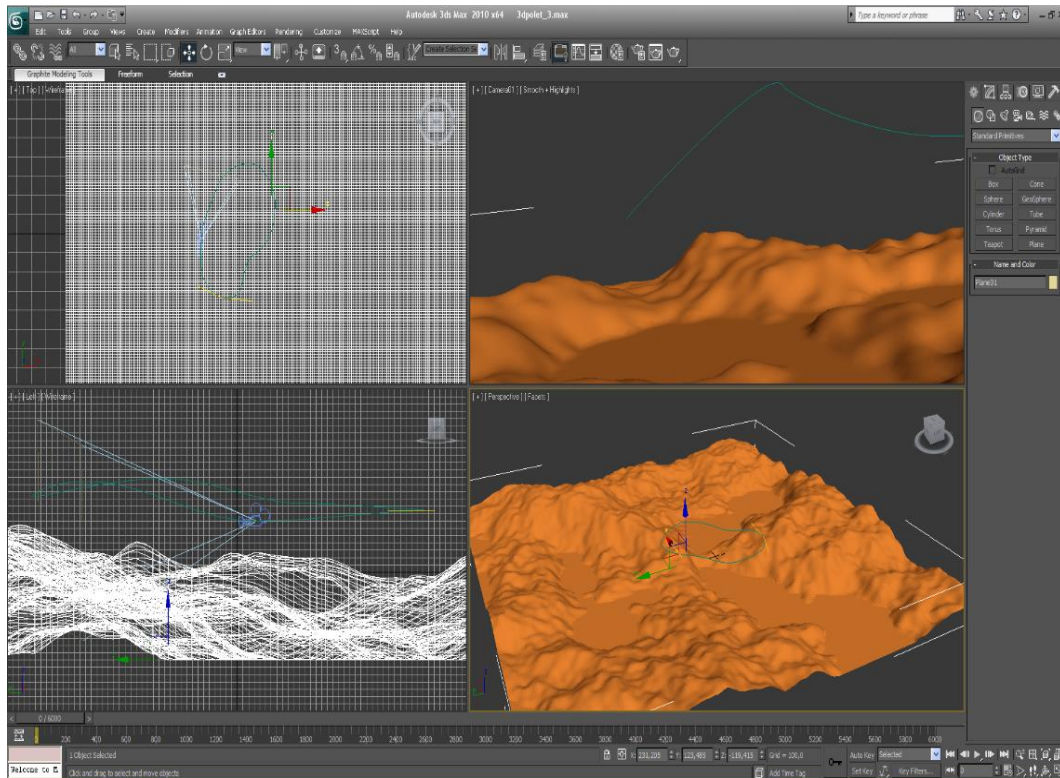


Рис. 4.7. Розробка 3D поверхні у 3ds max

Крім того, програмне забезпечення в контурі корисно для проектування архітектури системи. Воно також підходить для уточнення вимог до ПО і безпеки при розгляді різних режимів роботи транспортного засобу (наприклад, номінального або режиму обмеженої функціональності) або при розгляді декількох сценаріїв траєкторії польоту з різними умовами відмови. Для кожного сценарію відмови інженери можуть проаналізувати реакцію контролера і стійкість літака, а потім налаштувати параметри системи.

Швидке прототипування можливо за допомогою SCADЕ з використанням блоків для надання вхідних даних сценарію для моделювання, або вручну за допомогою графічного інтерфейсу (GUI) з попередньо налаштованими віджетами, а також шляхом відправки даних про траєкторію польоту безпосередньо з моделі.

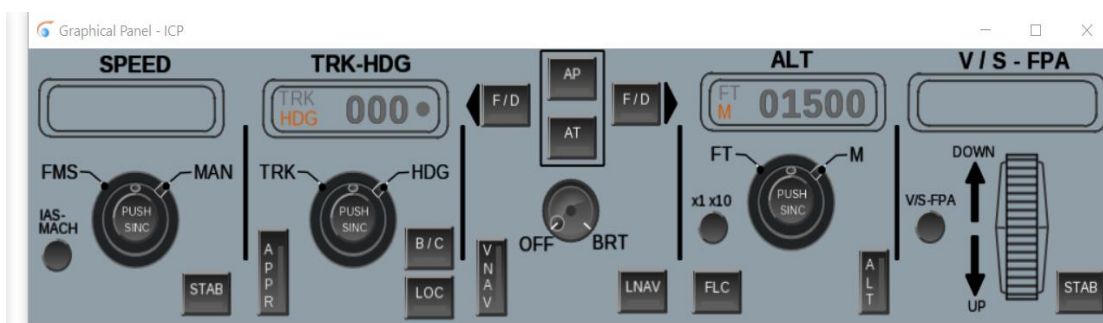


Рис.4.8. Ескіз модуля лицевої панелі пульту керування САУ

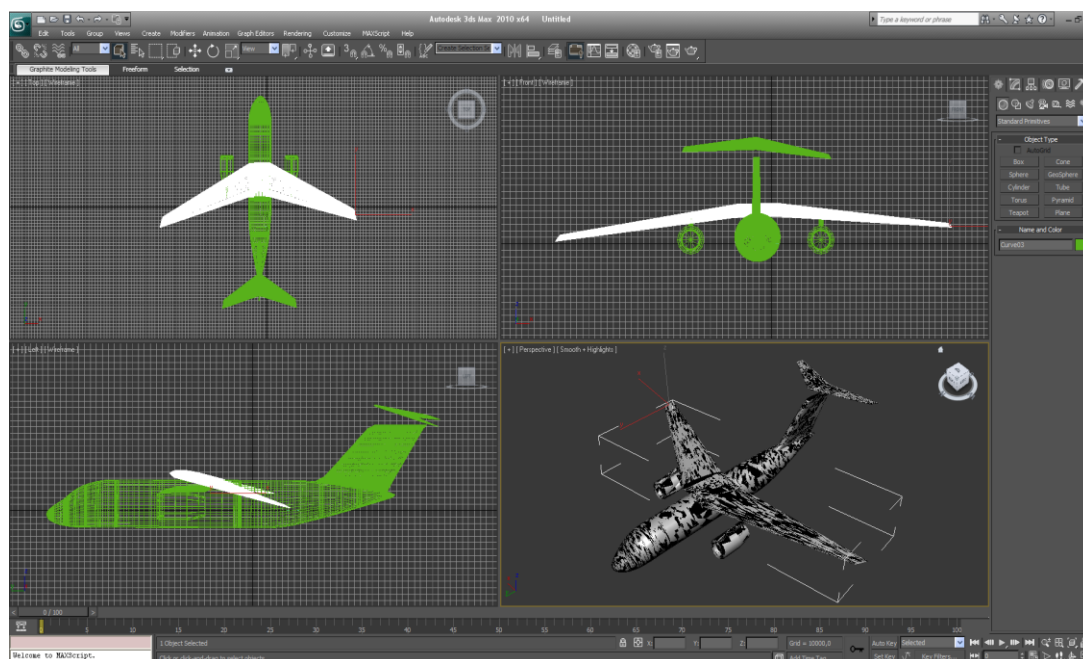


Рис.4.9. 3D модель літака у 3ds max

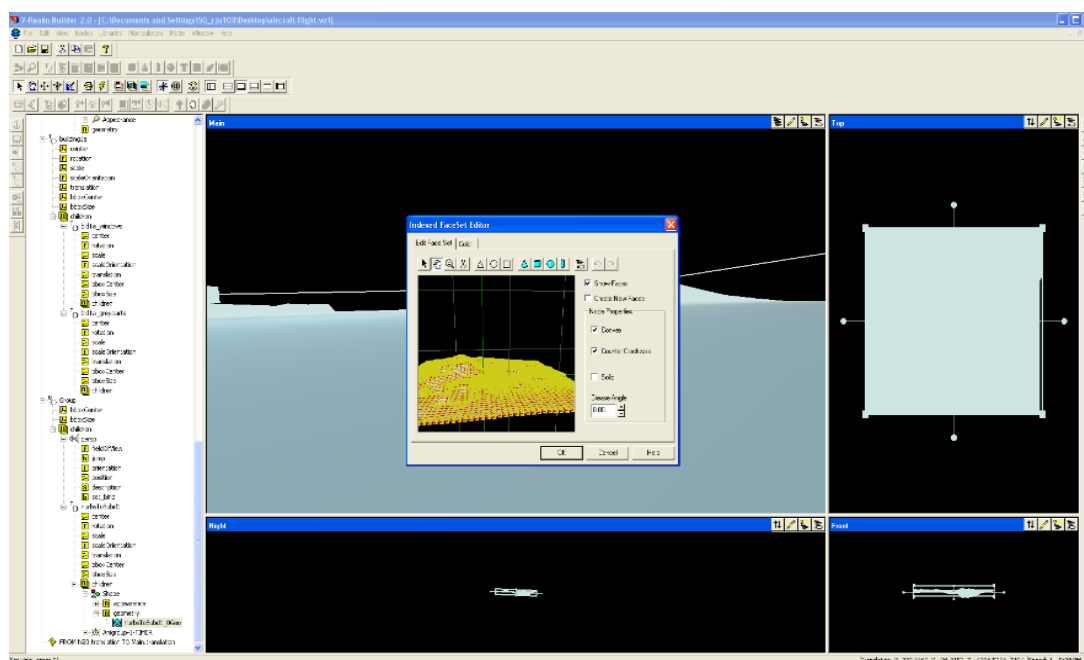


Рис. 4.10. Фрагмент імпортованої 3D поверхні у V-Realm Builder

За допомогою SCADЕ системні інженери отримують ефективне середовище для взаємодії з інженерами з програмного забезпечення і управління, коли вони аналізують поведінку системи з урахуванням швидкості, висоти і напрямку руху літака.

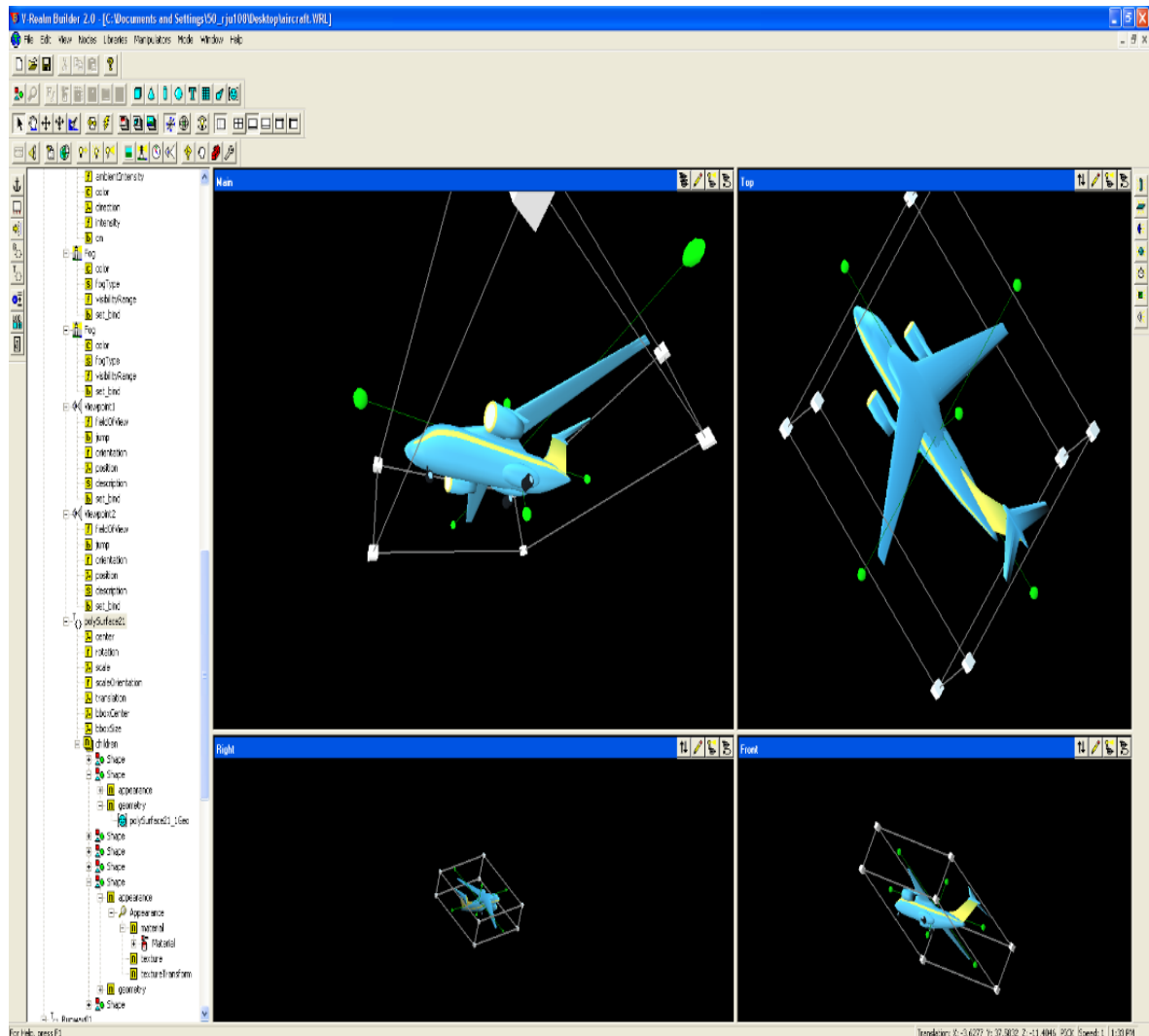


Рис. 4.11. Фрагмент імпортованої 3D поверхні у V-Realm Builder

Блок візуалізації містить модуль VR Sink, який входить до бібліотеки Virtual Reality Toolbox та здійснює настройку графічного інтерфейсу вихідних сигналів Simulink у віртуальному просторі. Керування 3D-моделлю здійснюється шляхом її обертання й переміщення по керованим параметрам (кватерніонам, висоті, дальності), які можна вибирати в меню модуля VR Sink блоку Visualization (рис. 4.12).

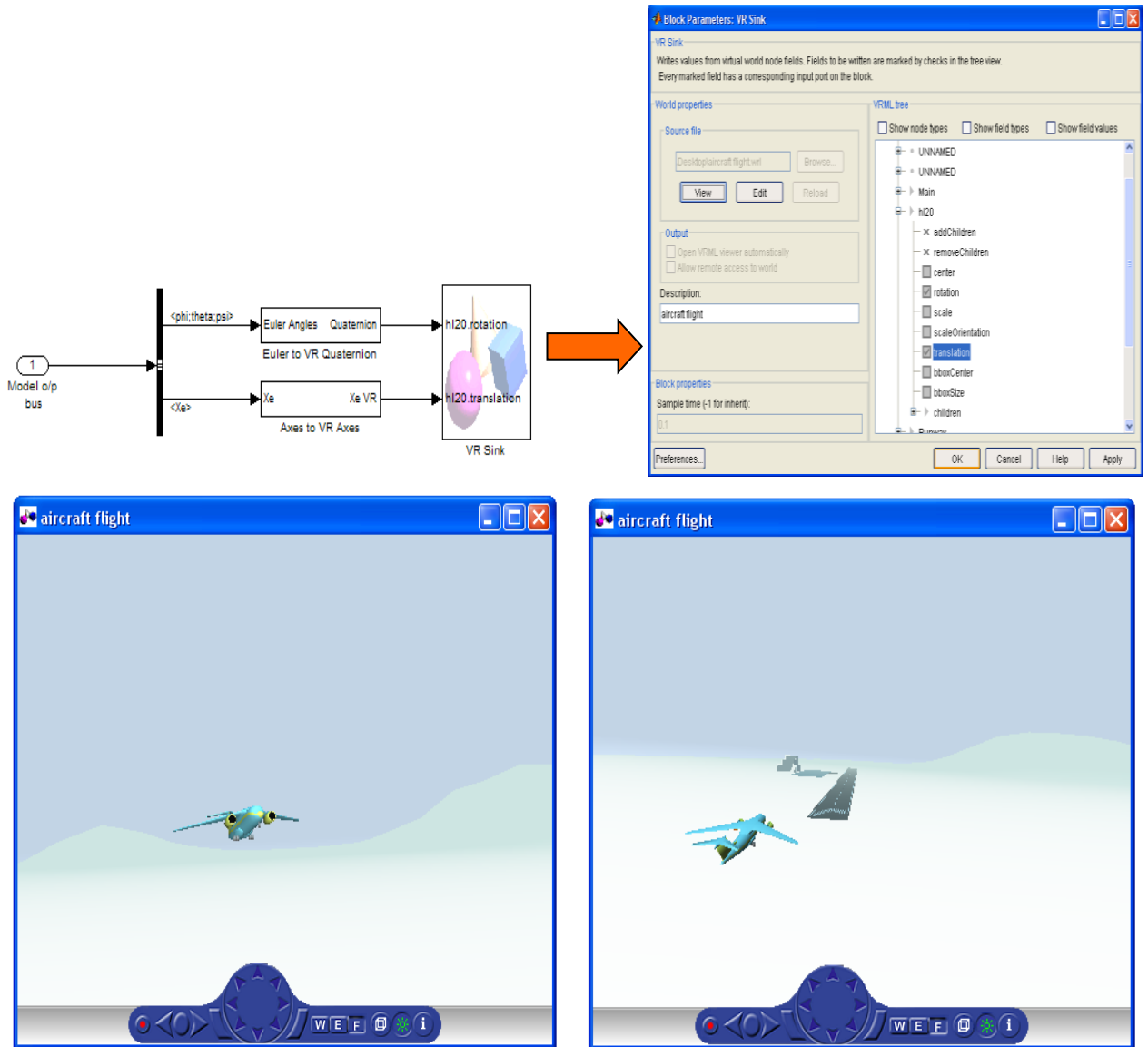


Рис. 4.12. Фрагмент імпортованої 3D поверхні у V-Realm Builder.

4.3 Аналіз та дослідження режимів автоматичного управління літака Ан-158

Закон управління в каналі руля напрямлення має вид:

$$\delta_n = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y p}}{T_{\omega_y p} + 1} \omega_y(p) - K_{\tilde{n}_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z p} + 1} n_z(p) \quad (4.31)$$

Аналіз розробленого закону управління представлено на рис. 2.1 – 2.15.

В результаті досліджень отримані наступні параметри закону управління (61):

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

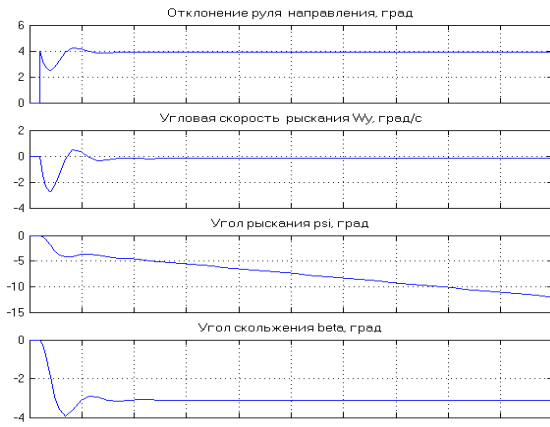


Рис.4.13 Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=0.55$

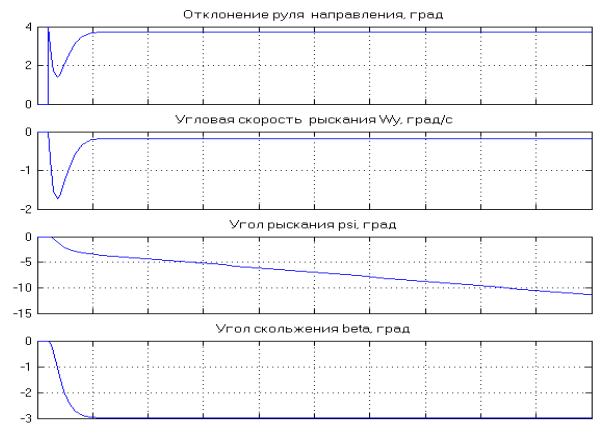


Рис.4.14 Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$

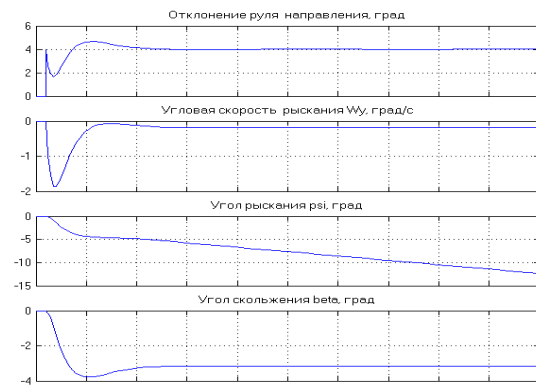


Рис.4.15. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$ и $T_{wy}=3c$

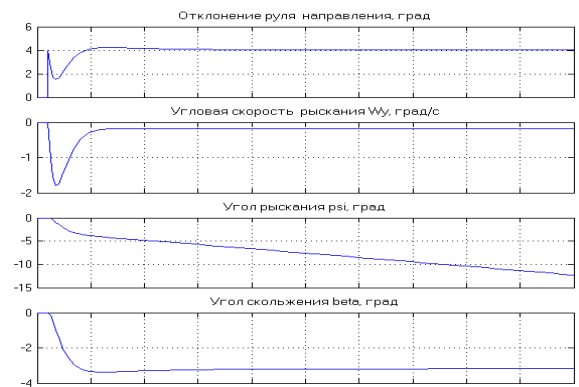


Рис.4.16. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$ и $T_{wy}=0c$

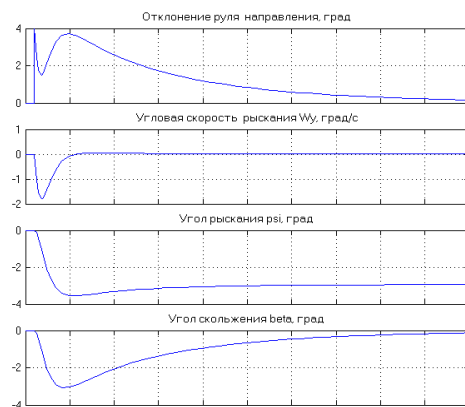


Рис.4.17. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$ и $T_{wy}=8c$

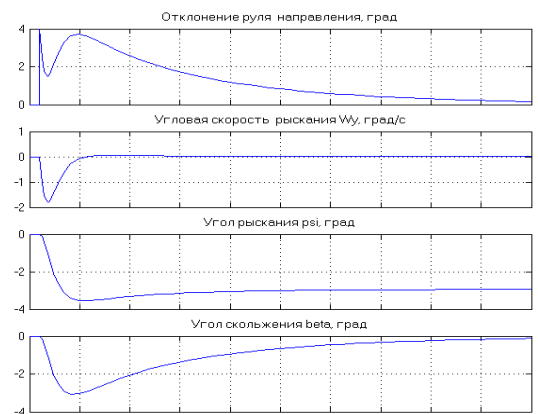


Рис.4.18. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8c$ и $K_{pnz}=3.35$

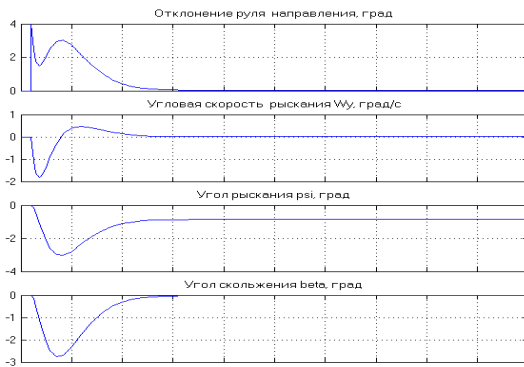


Рис.4.19. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8с$ и $K_{pnz}=11.5$

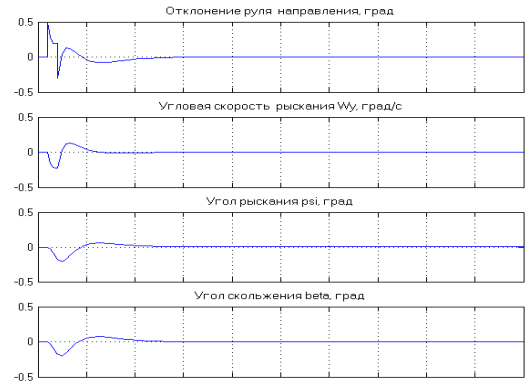


Рис.4.20. Реакція на імпульсне відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8с$ и $K_{pnz}=11.5$

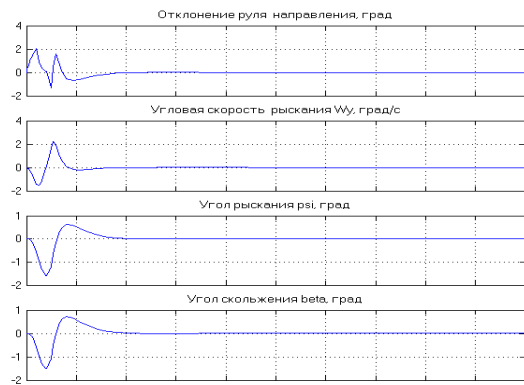


Рис.4.21. Реакція на подвійне імпульсне відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8с$ и $K_{pnz}=11.5$

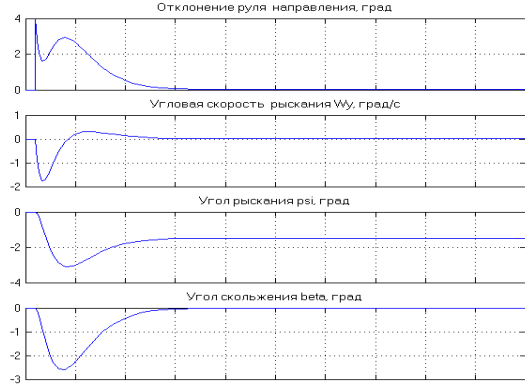


Рис.4.22. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8с$ и $K_{pnz}=11.5$ при $H=2000м$, $V_{пр}=430км/год$

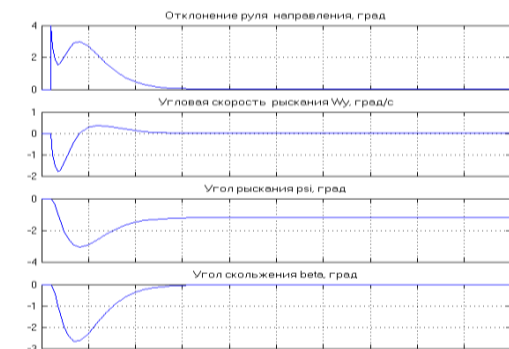


Рис.4.23. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8с$ и $K_{pnz}=11.5$ при $H=4000м$, $V_{пр}=430км/год$

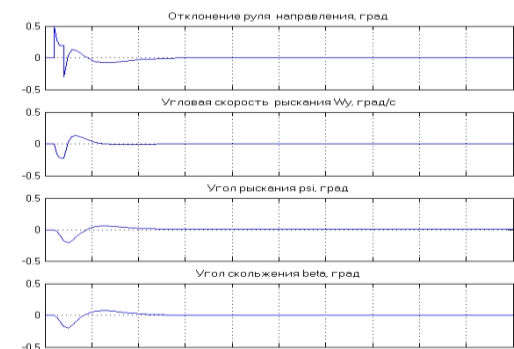


Рис.4.24. Реакція на ступінчасте відхилення руля направлення при $K_{wy}=1.5$; $T_{wy}=8с$ и $K_{pnz}=11.5$ при $H=6000м$, $V_{пр}=430км/год$

Аналіз закону автоматичного управління в режимі стабілізації крену

Режим стабілізації крену вмикається при поточному значенні кута крену $|\gamma| > 2$ град. Закон управління має вид:

$$\delta_e = K_{\dot{\gamma}} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{обм}^{\Delta\gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + K_{\ddot{\gamma}} \frac{1}{p} F_{обм}^{\Delta\gamma} (\dot{\gamma}(p) - F_{обм}^{\dot{\gamma}_3} \dot{\gamma}_3(p)) \quad (4.32)$$

Аналіз розробленого закону управління представлено на рис. 4.25 – 4.25. Результатом аналізу є наступні параметри закону управління: $K_{\dot{\gamma}} = 1,055$; $K_{\gamma} = 1,295$; $K_{\ddot{\gamma}} = 0,043$. $F_{обм}^{\Delta\gamma}$ - функція обмеження сигналу управління має вид:

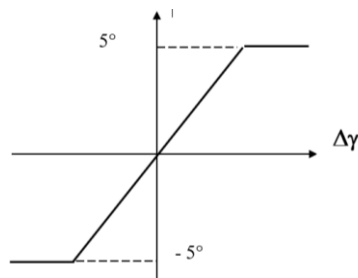


Рис. 4.25. Функція обмеження сигналу управління

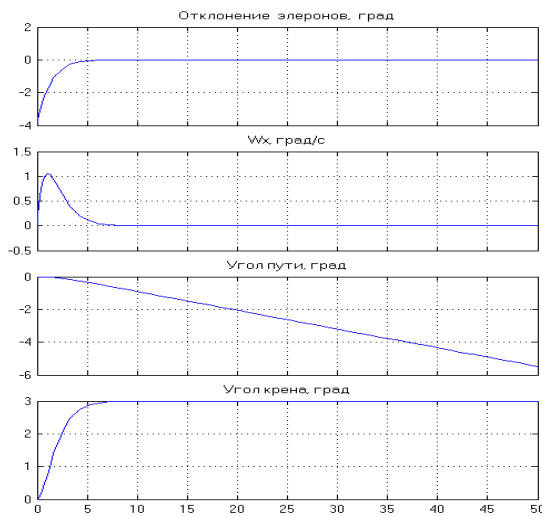


Рис. 4.26. Відпрацювання $\gamma_{зад} = 3$ град при $K_{wx} = 1.055$, $K_{\gamma} = 1.295$ при $H = 11600$ м, $V_{пр} = 430$ км/год

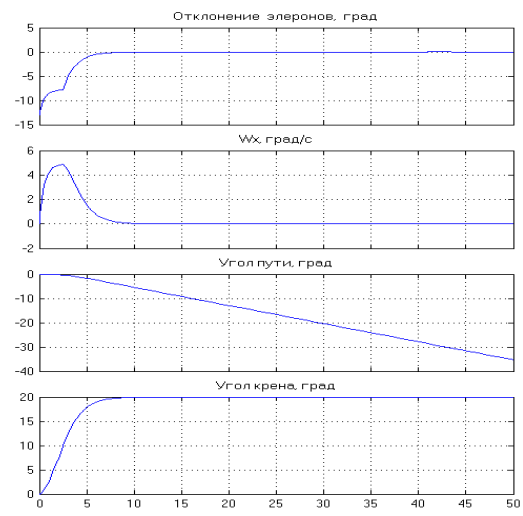


Рис. 4.27. Відпрацювання $\gamma_{зад} = 20$ град при $K_{wx} = 1.055$, $K_{\gamma} = 1.295$ при $H = 11600$ м, $V_{пр} = 430$ км/год

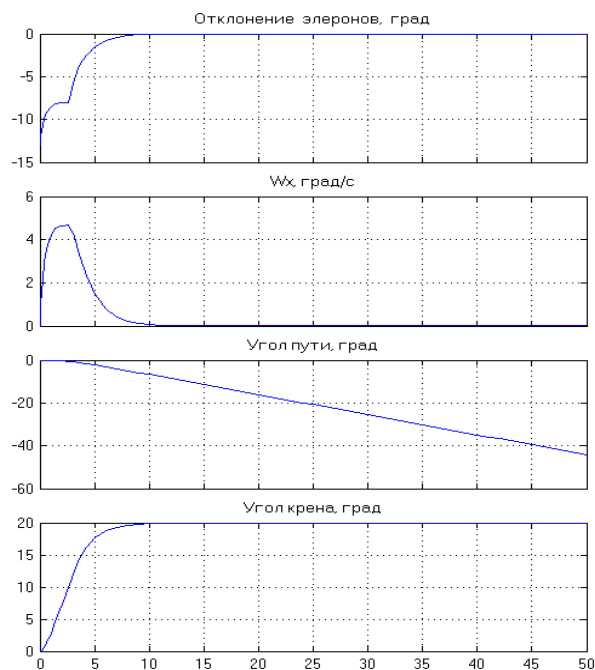


Рис. 4.28. Відпрацювання γ зад
 $=20$ град при $K_{wx}=1.055$, $K_\gamma=1.295$
 при $H=8000$ м, $V_{пр}=430$ км/год

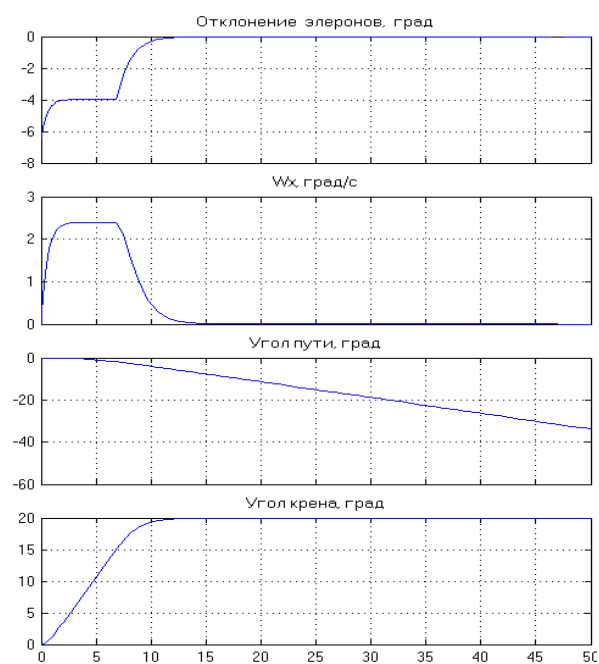


Рис. 4.29. Відпрацювання γ зад
 $=20$ град при $K_{wx}=1.055$, $K_\gamma=1.295$ при
 $H=11600$ м, $V_{пр}=430$ км/год з
 обмеженням $\Delta\gamma=5$ град

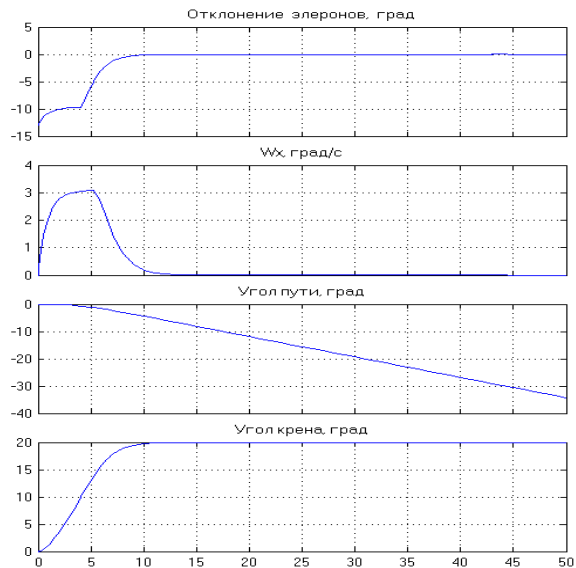


Рис.4.30. Відпрацювання γ зад
 $=20$ град при $K_{wx}=1.055$, $K_\gamma=1.295$
 при $H=11600$ м, $V_{пр}=430$ км/год з
 обмеженням $\Delta\gamma=10$ град

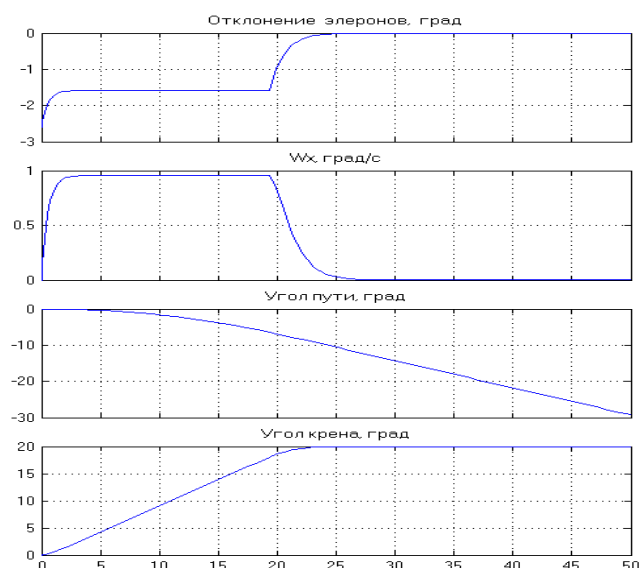


Рис. 4.31. Відпрацювання γ зад $=20$ град
 при $K_{wx}=1.055$ и $K_\gamma=1.295$ при
 $H=11600$ м, $V_{пр}=430$ км/год з
 обмеженням $\Delta\gamma=2$ град

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:

$$\delta_{\text{э}} = K_{\gamma} p \gamma(p) + F_{\text{огр}}^{\Delta \gamma} \{ K_{\gamma} \gamma(p) - F_{\text{огр}}^{\gamma_3} \cdot K_{\psi} (\psi(p) - \psi_3(p)) - F_{\text{огр}}^{\gamma_3} \frac{1}{p} K_{\tilde{\psi}} (\psi(p) - \psi_3(p)) \} \quad (4.33)$$

На рис. 4.26-4.29 представлено аналіз розробленого закону управління. Результатом досліджень є наступні параметри закону управління : $K_{\gamma}=1,055$; $K_{\psi}=1,295$; $K_{\tilde{\psi}}=4,55$; $K_{\tilde{\psi}}=0,02$.

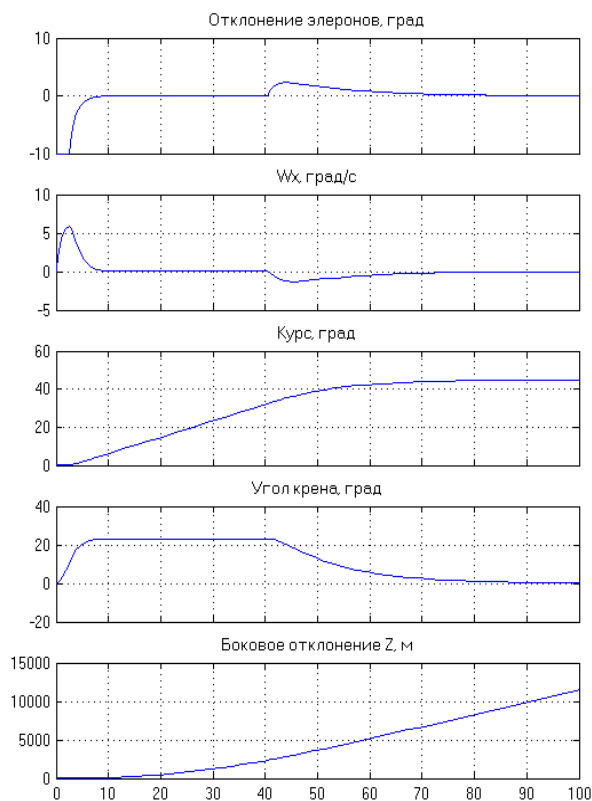


Рис. 4.32. Відпрацювання $\Psi_{\text{зад}} = 45$ град при $K_{w_x}=1.055$, $K_{\gamma}=1.295$, $K_{\psi}=2.35$ при $H=11600$ м, $V_{\text{пр}}=430$ км/год

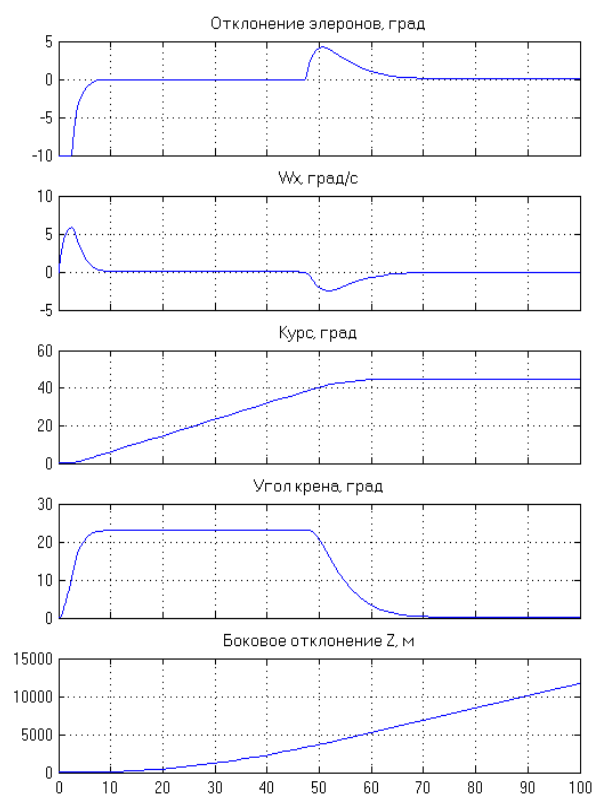


Рис. 4.33. Відпрацювання $\Psi_{\text{зад}} = 45$ град при $K_{w_x}=1.055$, $K_{\gamma}=1.295$, $K_{\psi}=4.55$ при $H=11600$ м, $V_{\text{пр}}=430$ км/год

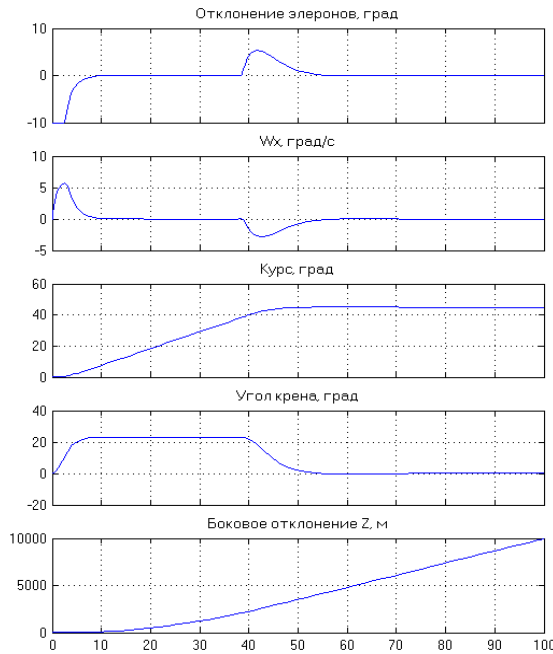


Рис. 4.34. Відпрацювання $\Psi_{\text{зад}} = 45$ град при $K_{w_x}=1.055$, $K_{\gamma}=1.295$,
 $K_{\Psi}=4.55$ при $H=8000$ м,
 $V_{\text{пр}}=430$ км/год

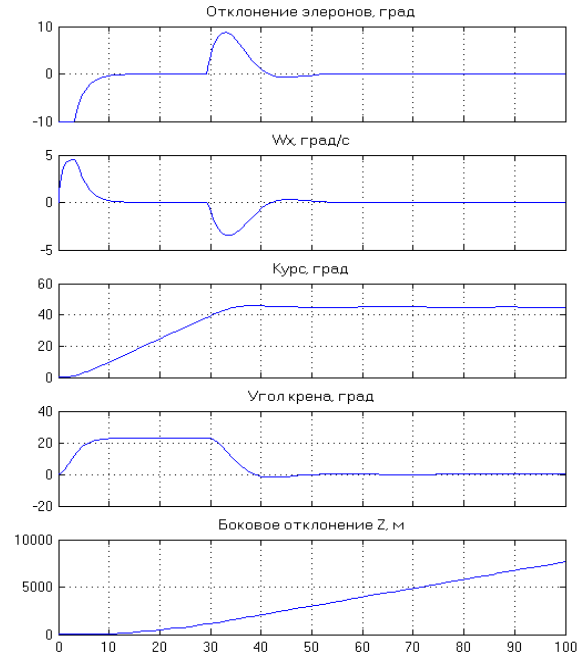


Рис. 4.35. Відпрацювання $\Psi_{\text{зад}} = 45$ град при $K_{w_x}=1.055$, $K_{\gamma}=1.295$,
 $K_{\Psi}=4.55$ при $H=2000$ м,
 $V_{\text{пр}}=430$ км/год

Дослідження законів управління в режимі «Захід на посадку»

Закон управління в каналі руля направлення має вид:

$$\delta_n = F_{\text{обм}}^{\delta_n} \left\{ K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y p}}{T_{\omega_y p} + 1} \omega_y(p) - K_{\tilde{n}_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z p} + 1} n_z(p) \right\}, \quad (4.34)$$

де

$F_{\text{обм}}^{\delta_n}$ - 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.

Закон управління в каналі елеронів має вид:

$$\delta_e = F_{\text{обм}}^{\delta_e} \left\{ K_{\gamma} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{\text{обм}}^{\Delta \gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{\text{обм}}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + F_{\text{обм}}^{\tilde{\gamma}} \left[K_{\tilde{\gamma}} \frac{1}{p} F_{\text{обм}}^{\Delta \gamma} (\gamma(p) - F_{\text{обм}}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) \right] \right\}, \quad (4.35)$$

де

$K_{\gamma} = 1,055$; $K_{\tilde{\gamma}} = 1,295$; $K_{\tilde{\gamma}} = 0,043$; $F_{\text{обм}}^{\delta_e} = \pm 15$ град;

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

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

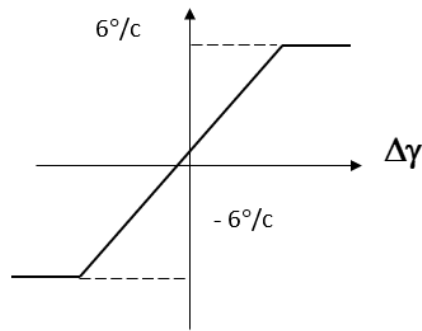


Рис. 4.36. Функція обмеження сигналу управління

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

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

В результаті попередніх досліджень отримані наступні значення передаточних чисел:

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

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

Короткий аналіз

В результаті аналізу досліджень, наведених нижче, рекомендується зменшити передаточне число по боковій координаті до величини $K_Z = 0,06$ ($K_{z\text{прозрах}} = 0,1$). Даний аналіз наведено на рисунках нижче.

Введення в закон управління оцінки по боковій координаті покращують якість управління при вітровому збуренні (див. «Дослідження 3 - Вітрове збурення»), тобто, наявність даної оцінки обов'язкова.

Аналіз впливу крутизни глісади представлено на рисунках нижче. Видно, що збільшення крутизни глісади $\theta_{гд}$ з величини $2^\circ 40'$ до $4^\circ 30'$ призводить до збільшення часу перехідного процесу \approx на 10с.

Аналіз впливу $K_{\tilde{\gamma}}$ на якість управління при найгіршій сукупності збурень $Z_0 = -20\text{м}$, $W_Z = -15\text{м/с}$, $F_{mx} = -1,5^\circ/\text{с}$, $F_{my} = 1^\circ/\text{с}$ представлено нижче. З нього випливає 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 $F_{озр}^{\Delta\tilde{\gamma}}$. Підсумком аналізу є наступні закони керування.

В каналі руля направлення закон керування має вид:

$$\delta_n = F_{обм}^{\delta_n} \left\{ K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y p}}{T_{\omega_y p} + 1} \omega_y(p) - K_{\tilde{n}_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z p} + 1} n_z(p) \right\}, \quad (4.36)$$

В каналі елеронів закон керування має вид:

$$\delta_e = F_{обм}^{\delta_e} \left\{ K_{\tilde{\gamma}} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{обм}^{\Delta\gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + F_{обм}^{\tilde{\gamma}} \left[K_{\tilde{\gamma}} \frac{1}{p} F_{озр}^{\Delta\gamma} (\gamma(p) - F_{обм}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) \right] \right\}, \quad (4.37)$$

де

$$\gamma_3(p) = -\frac{1}{K_{\gamma}} \left\{ \left[(K_{EK} + K_{EK} \frac{p}{T_{EK} p + 1}) + (3700 + 19.08 \cdot \hat{H}) \cdot (K_Z + K_{\dot{Z}} \frac{p}{T_{\dot{Z}} p + 1}) \right] \cdot F_{орг}^{EK} \cdot E_K - K_{\Psi} \frac{T_{\Psi} p}{T_{\Psi} p + 1} F_{орг}^{\Psi} (\Psi - \Psi_{ВПП}) \right\}. \quad (4.38)$$

Де параметри законів керування мають вид:

в каналі елеронів передаточні числа

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

$$K_{\Psi} = 5,32; T_{\Psi} = 1 \text{ с}; K_Z = 0,06; K_{\dot{Z}} = 0,36; T_{\dot{Z}} = 0,4;$$

$$LЗПС + LКРМ = 2500 + 1200 = 3700 \text{ м}; \text{ctg} 3^{\circ} = 19.08 \text{ для } \theta_{ГЛ} = 3^{\circ};$$

2) функції обмеження

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

$F_{обм}^{\Delta\gamma}$ - функція обмеження кутової швидкості крену, дорівнює $\pm 6^{\circ}/\text{с}$;

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

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

$F_{обм}^{EK}$ - функція обмеження управляючого сигналу E_K , дорівнює ± 2.4 град;

$F_{обм}^{\Psi}$ - функція обмеження відхилення шляхового кута, дорівнює ± 18 град.

в каналі руля направлення

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

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

1. Дослідження впливу вітрового збурення $W_z = -15 \text{ м/с}$

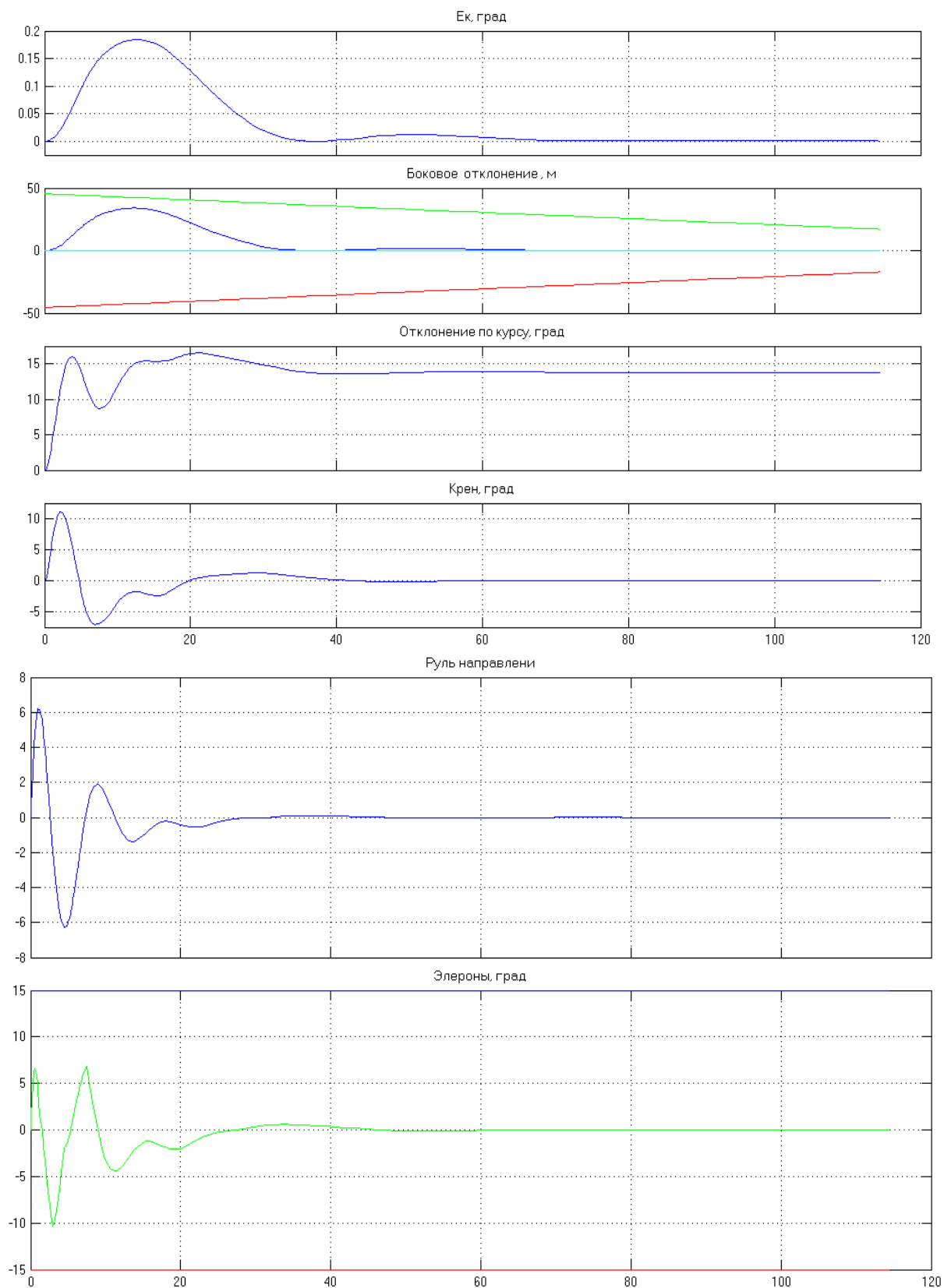


Рис. 4.37. Вітер $W_z = -15 \text{ м/с}$; передаточні числа відповідають розрахунковим

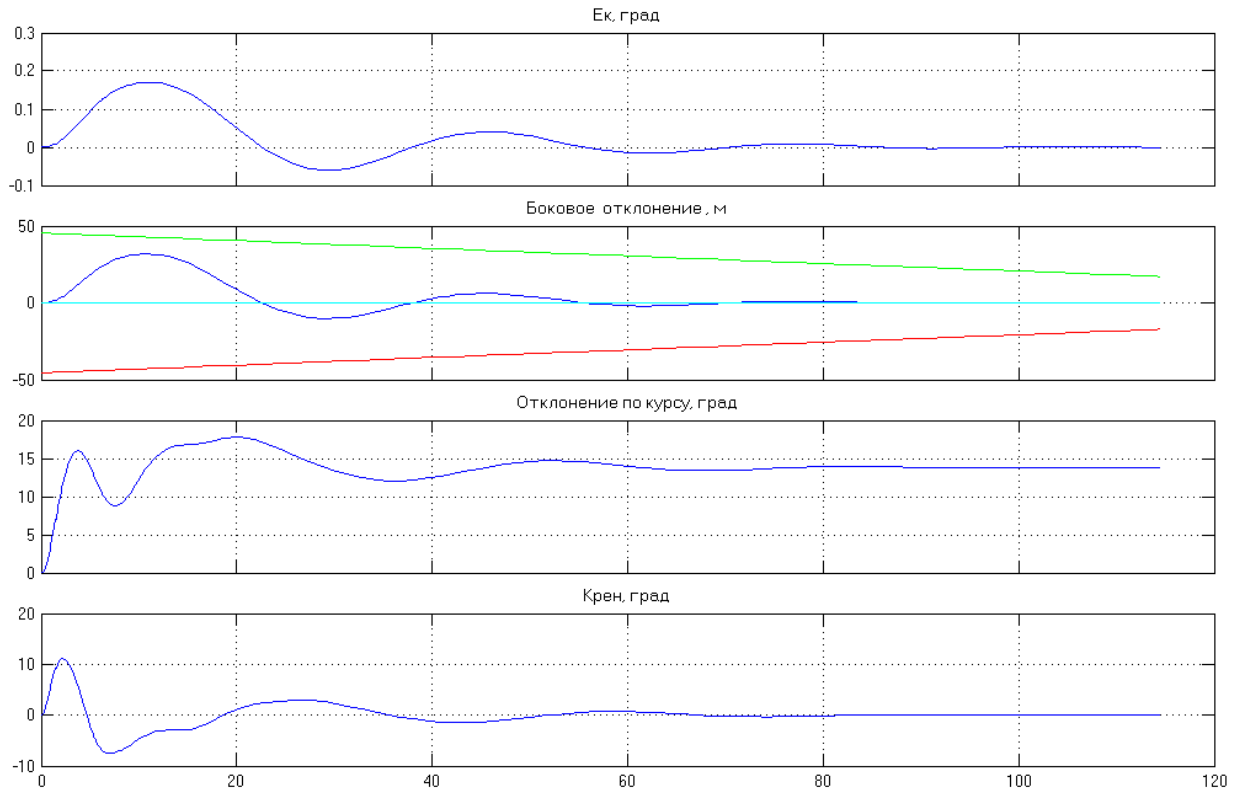


Рис. 4.38. Передаточні числа відповідають розрахунковим (4), але $K_z=0,2$ ($K_{z\text{розр}}=0,1$)

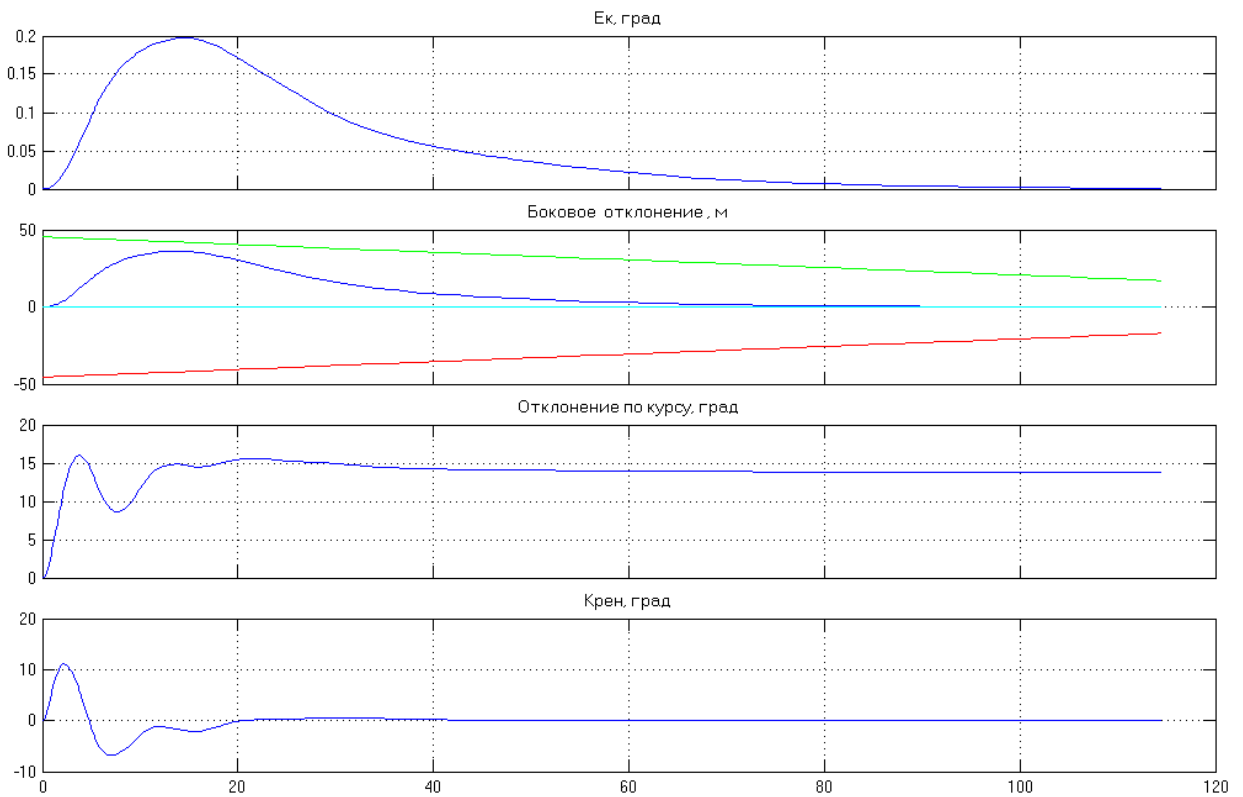


Рис. 4.39. Передаточні числа відповідають розрахунковим (4), але $K_z=0,05$ ($K_{z\text{розр}}=0,1$)

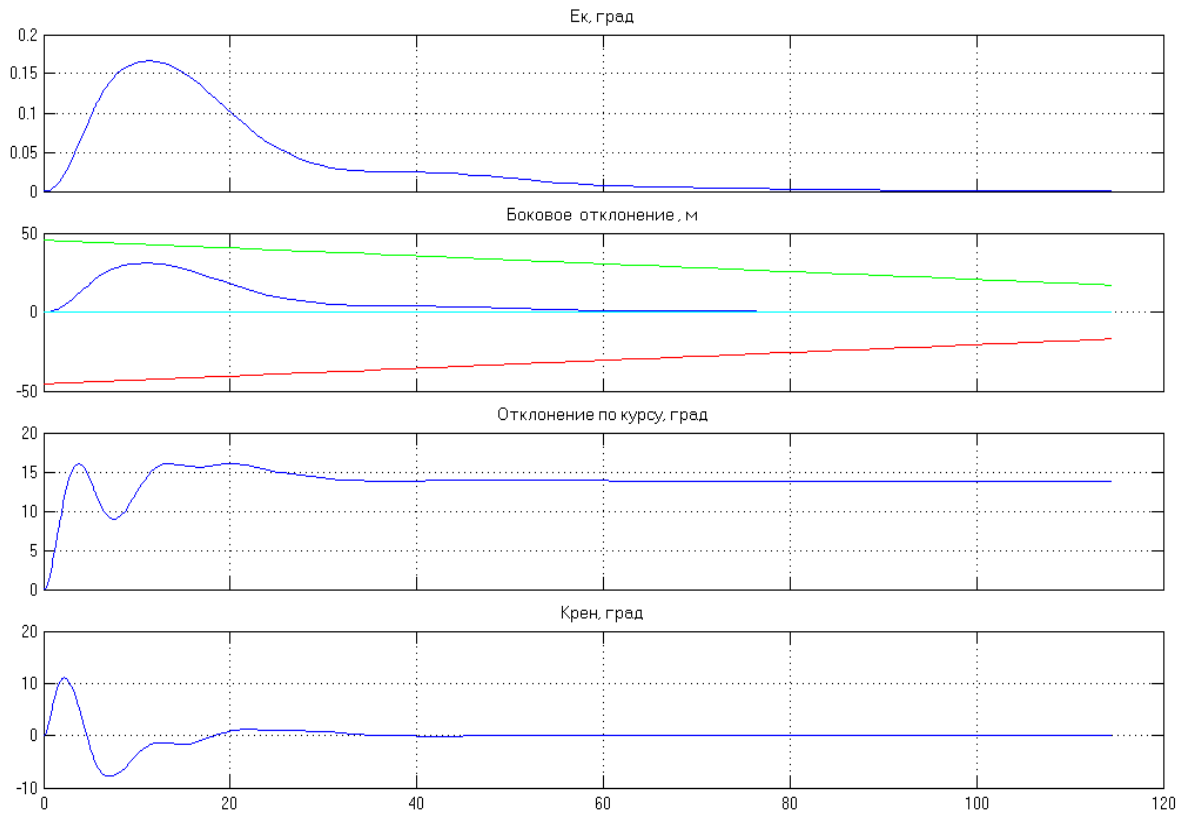


Рис. 4.40. Передаточні числа відповідають розрахунковим (4), але $K_{pz}=0,72$ ($K_{pzрозр}=0,36$)

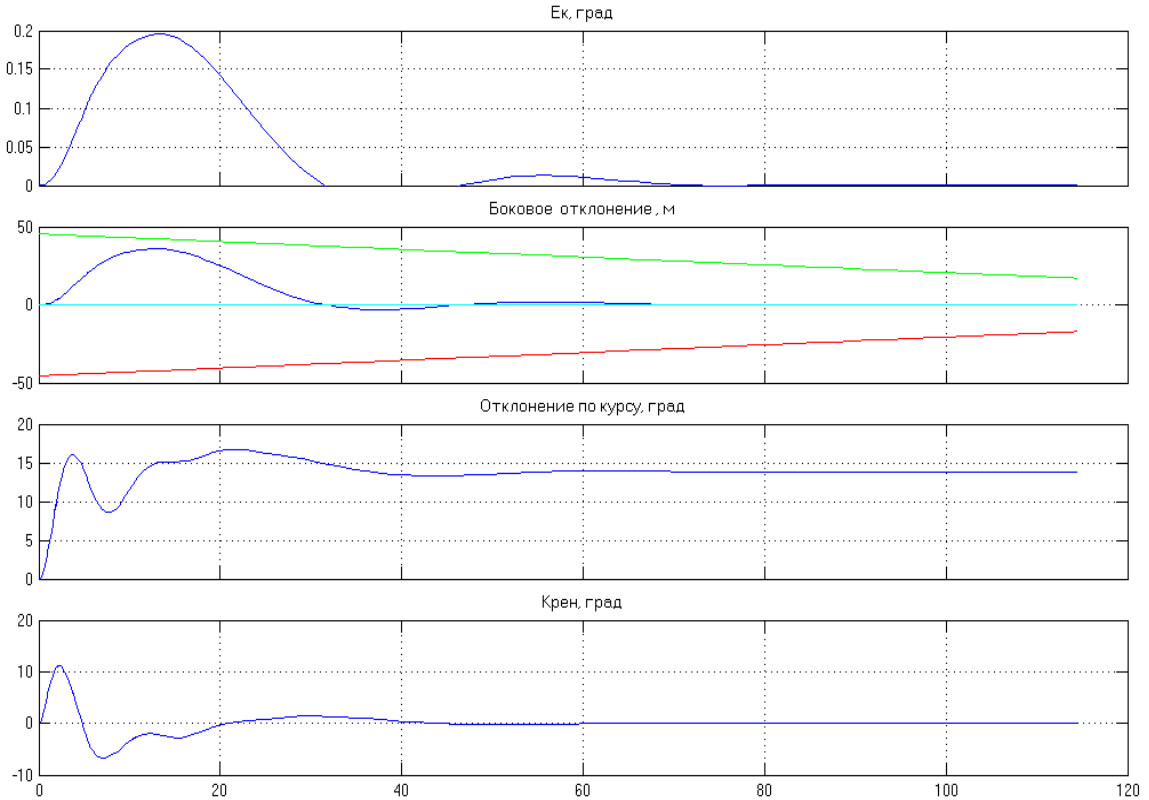


Рис. 4.41. Передаточні числа відповідають розрахунковим (4), але $K_{pz}=0,18$ ($K_{pzрозр}=0,36$)

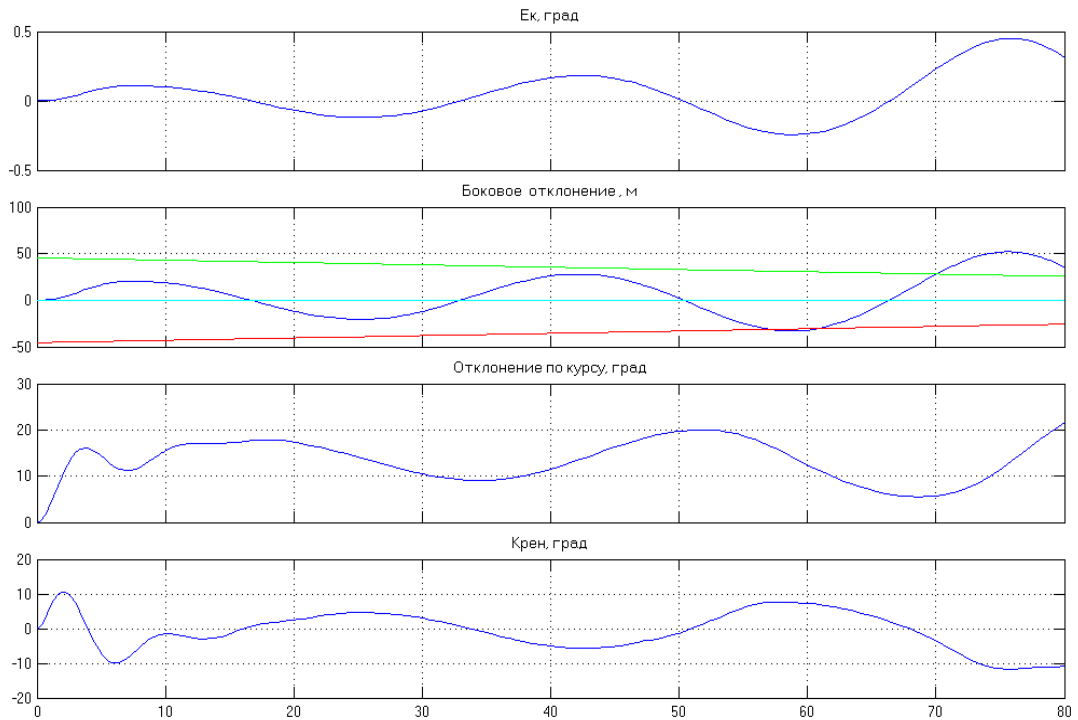


Рис. 4.42. Передаточні числа відповідають найгіршому поєднанню передаточних чисел: коефіцієнти при управляючому сигналі збільшено в 2 рази ($KEK=9$; $KZ=0,2$), а при сигналах стійкості зменшено в 2 рази ($KEK=90$; $K\Psi=2,65$; $T\Psi=0,3c$; $K\dot{Z}=0,18$; $TPZ=0,2c$)

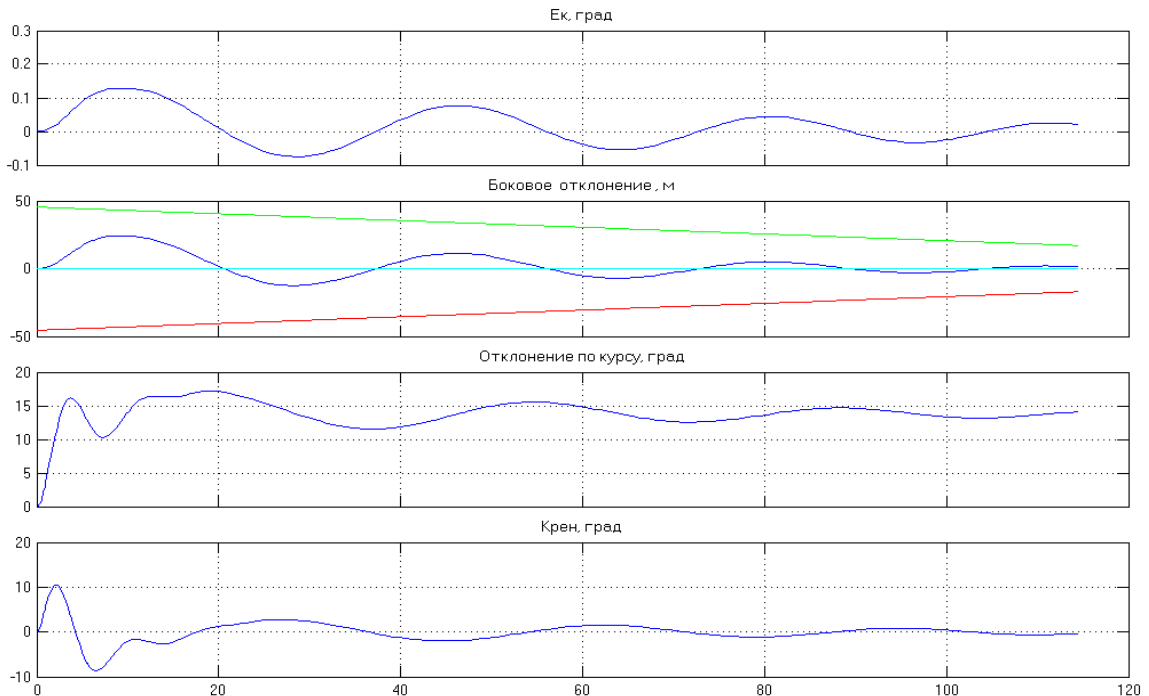


Рис. 4.43. Передаточні числа відповідають найгіршому поєднанню передаточних чисел: коефіцієнти при управляючому сигналі збільшено в 1,5 рази, а при сигналах стійкості зменшено в 1,5 рази.

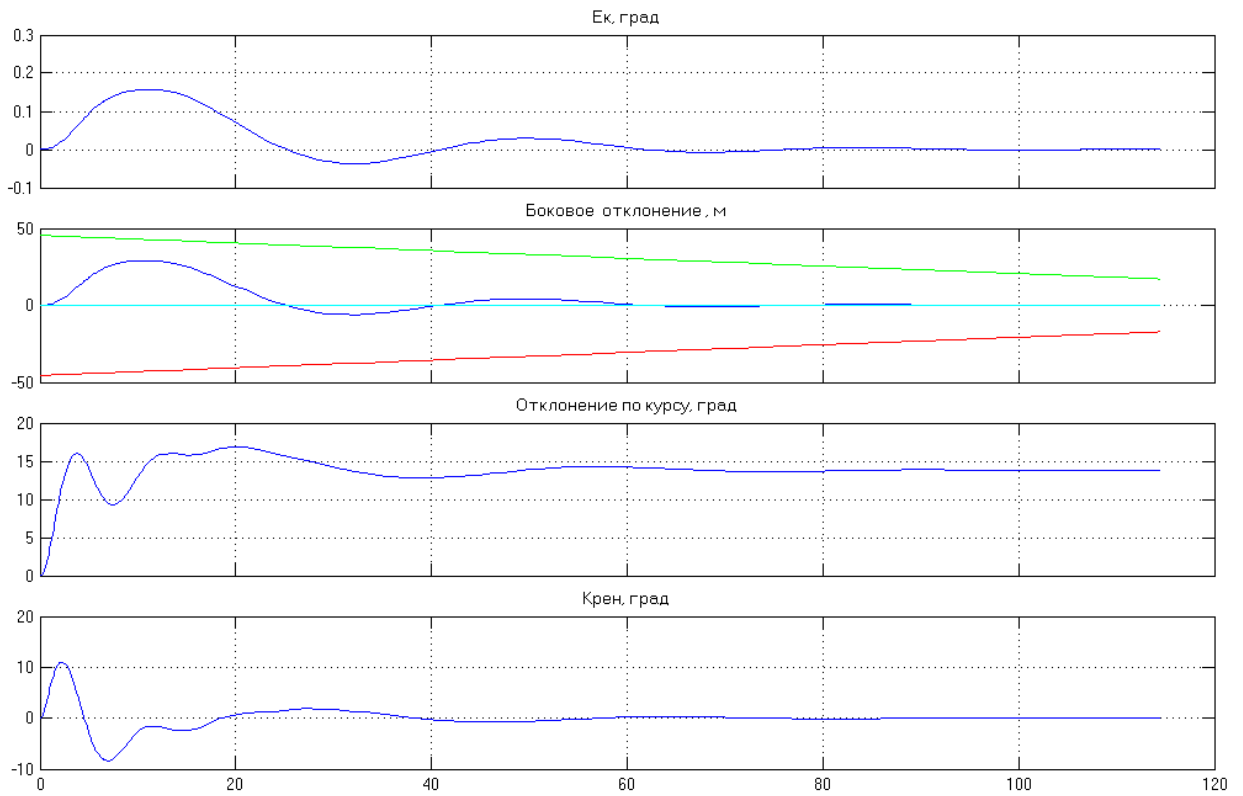


Рис. 4.44. Передаточні числа відповідають найгіршому поєднанню передаточних чисел: коефіцієнти при управляючому сигналі збільшено в 1,2 рази , а при сигналах стійкості зменшено в 1,2 рази

Дослідження впливу моментного збурення по крену $F_{mx}=1,5$, приведенне до еквівалентного відхилення елеронів $\delta_{\delta}^f = -3$ град

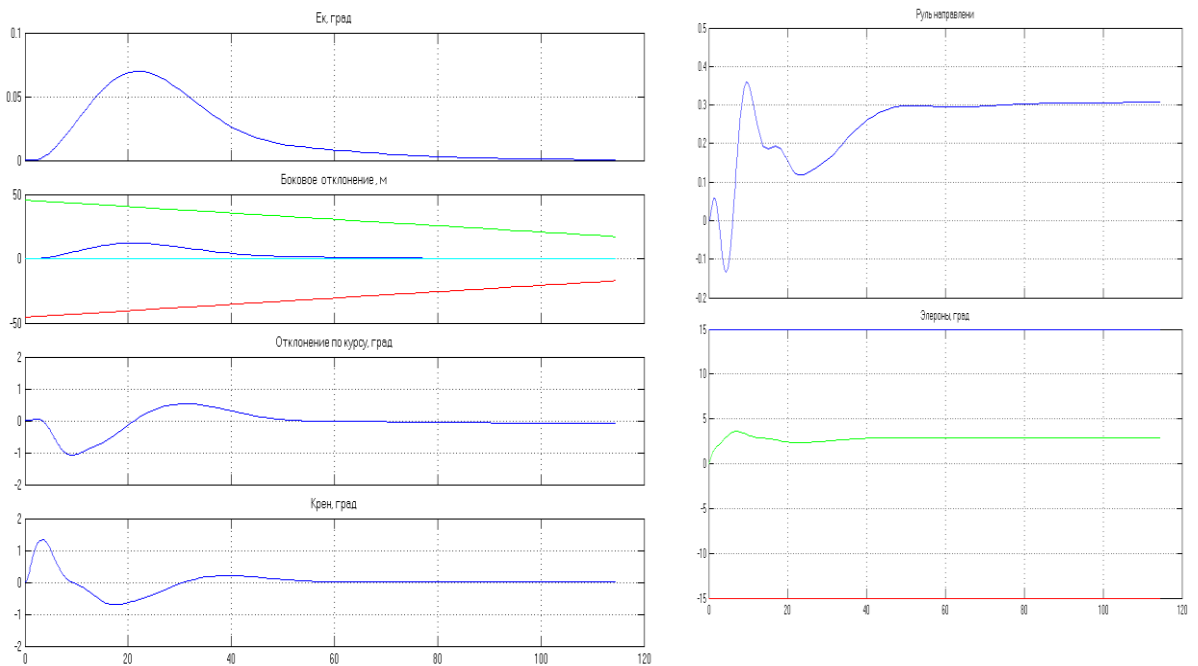


Рис. 4.45. Моментне збурення $F_{mx}=1,5$; передаточні числа відповідають розрахунковим

Дослідження впливу вітрового збурення $Wz=\pm 15\text{ м/с}$, моментного збурення по крену $Fm_x=\pm 1,5$ (еквівалентно відхиленню елеронів на $\delta_\delta^f=\pm 3$ град), моментного збурення по крену $Fm_y=\pm 1$ (еквівалентно відхиленню елеронів на $\delta_H^f=\pm 3$ град)

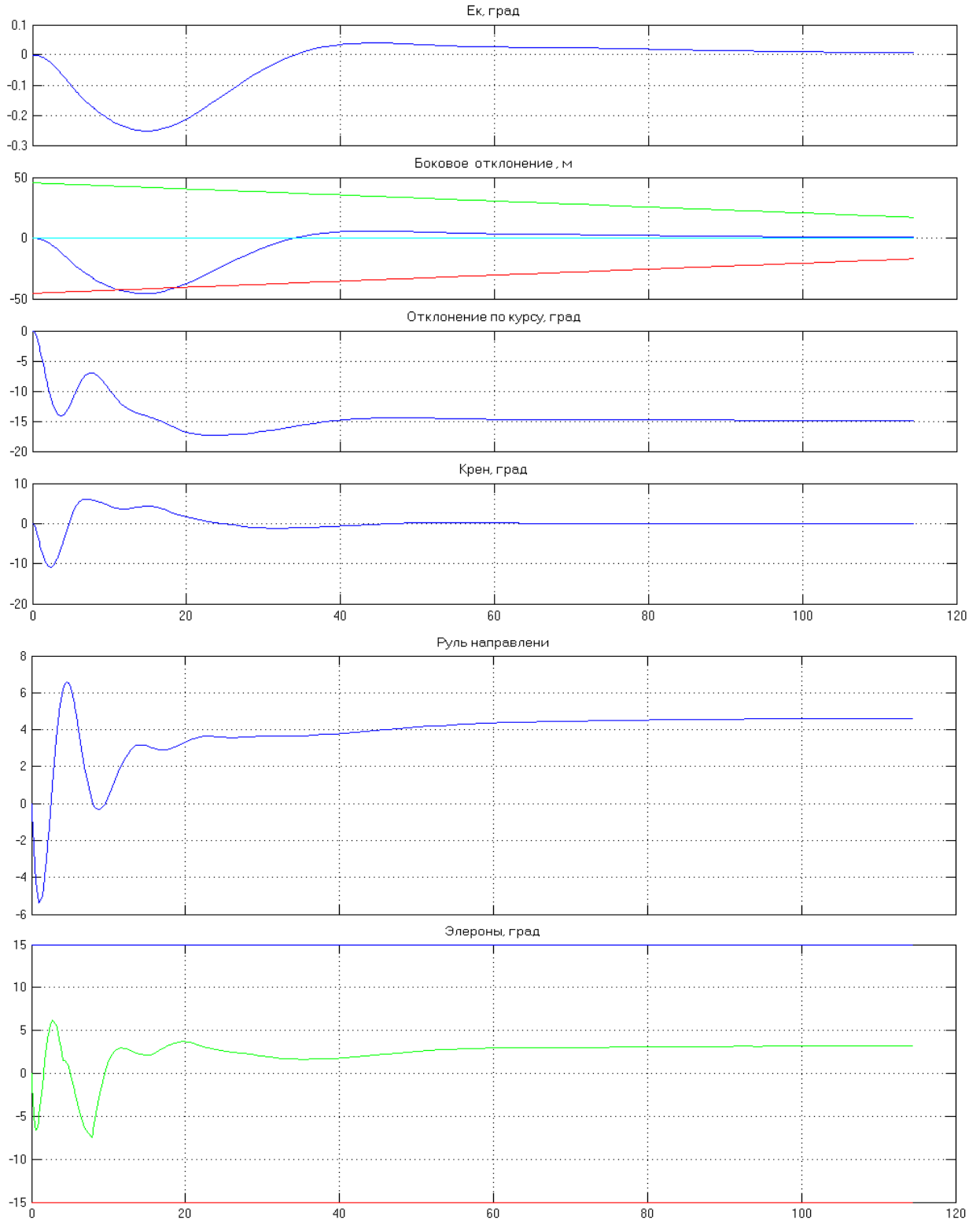


Рис. 4.46. $Wz=15\text{ м/с}$, $Fm_x=1,5$ ($\delta_\delta^f=3$ град), $Fm_y=1$ ($\delta_H^f=3$ град)

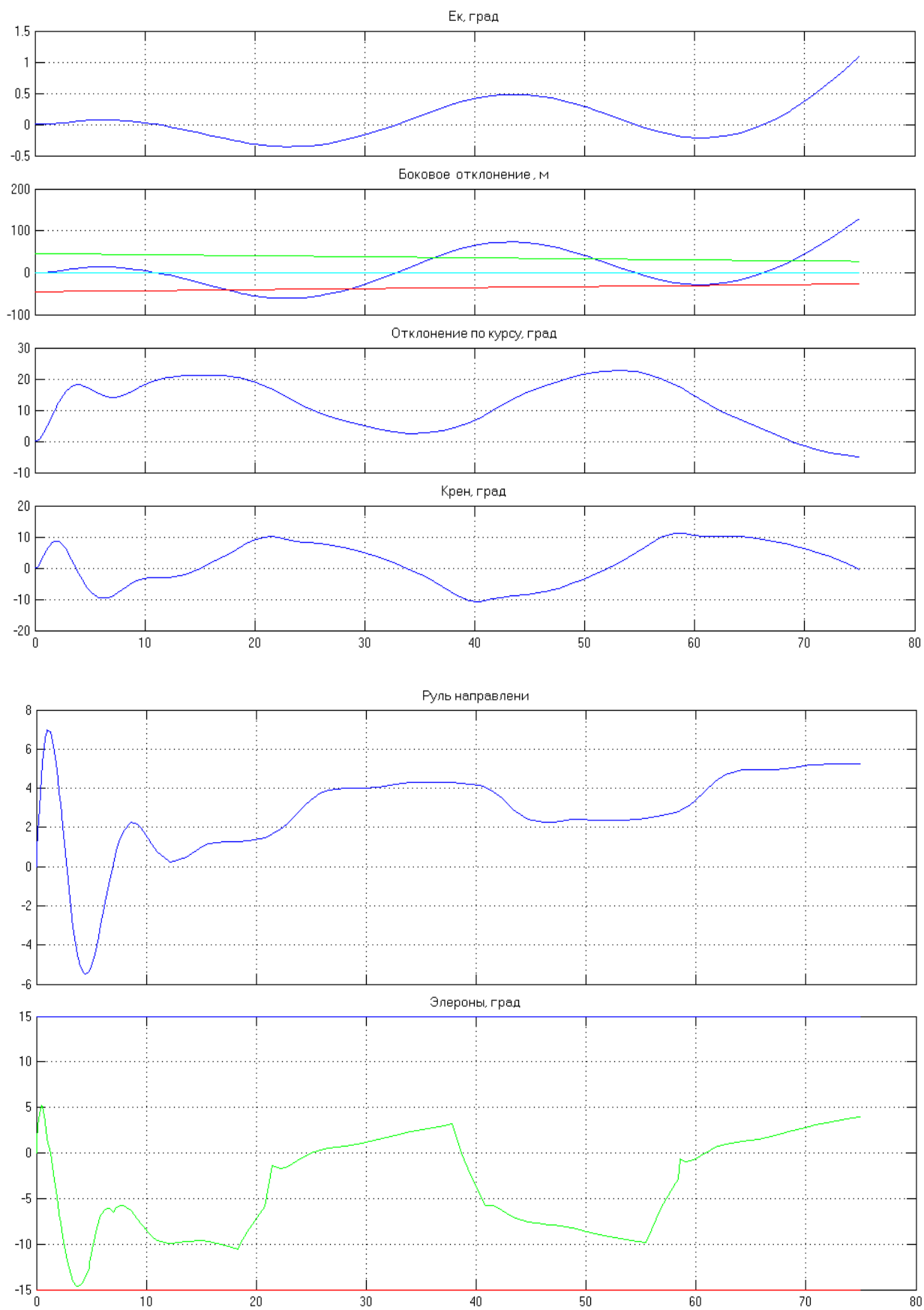


Рис. 4.47. $W_z = -15 \text{ м/с}$, $F_{mx} = -1,5$ ($\delta_{\alpha}^f = -3$ град), $F_{my} = 1$ ($\delta_{\beta}^f = -3$ град)

Проявляється нестійкість в контурі управління при раніше розрахованих настройках передаточних чисел. Рекомендація: зменшити $K_z=0,1$ до $K_z=0,06$ (див. рис. нижче)

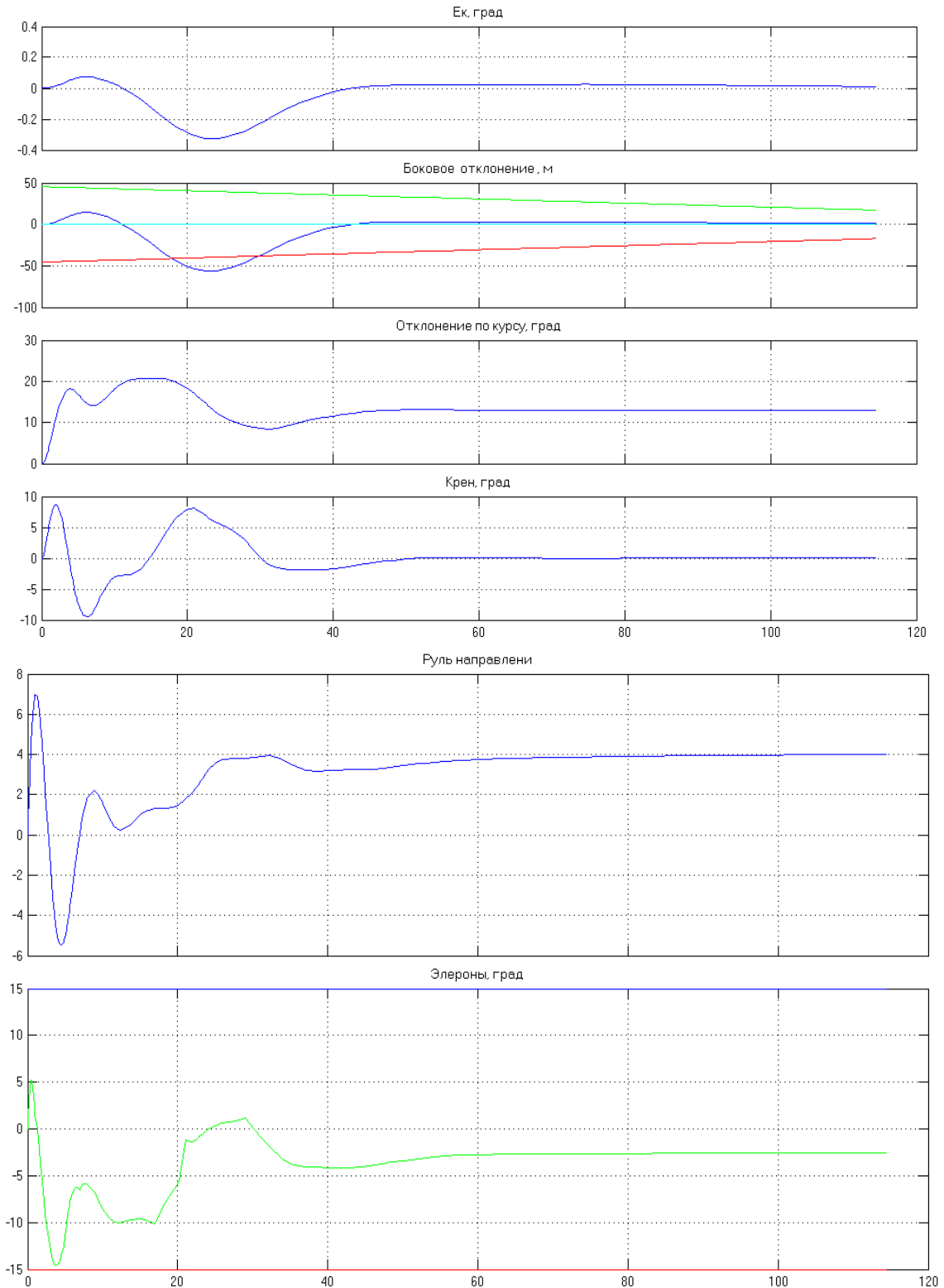


Рис. 4.48. $W_z=-15\text{м/с}$, $F_{mx}=-1,5$ ($\delta_{\text{э}}^f=3$ град), $F_{my}=1$ ($\delta_{\text{н}}^f=-3$ град)

Забезпечується стійкість в контурі управління при розрахованих настройках передаточних чисел та зменшенні $K_z=0,1$ до $K_z=0,06$.

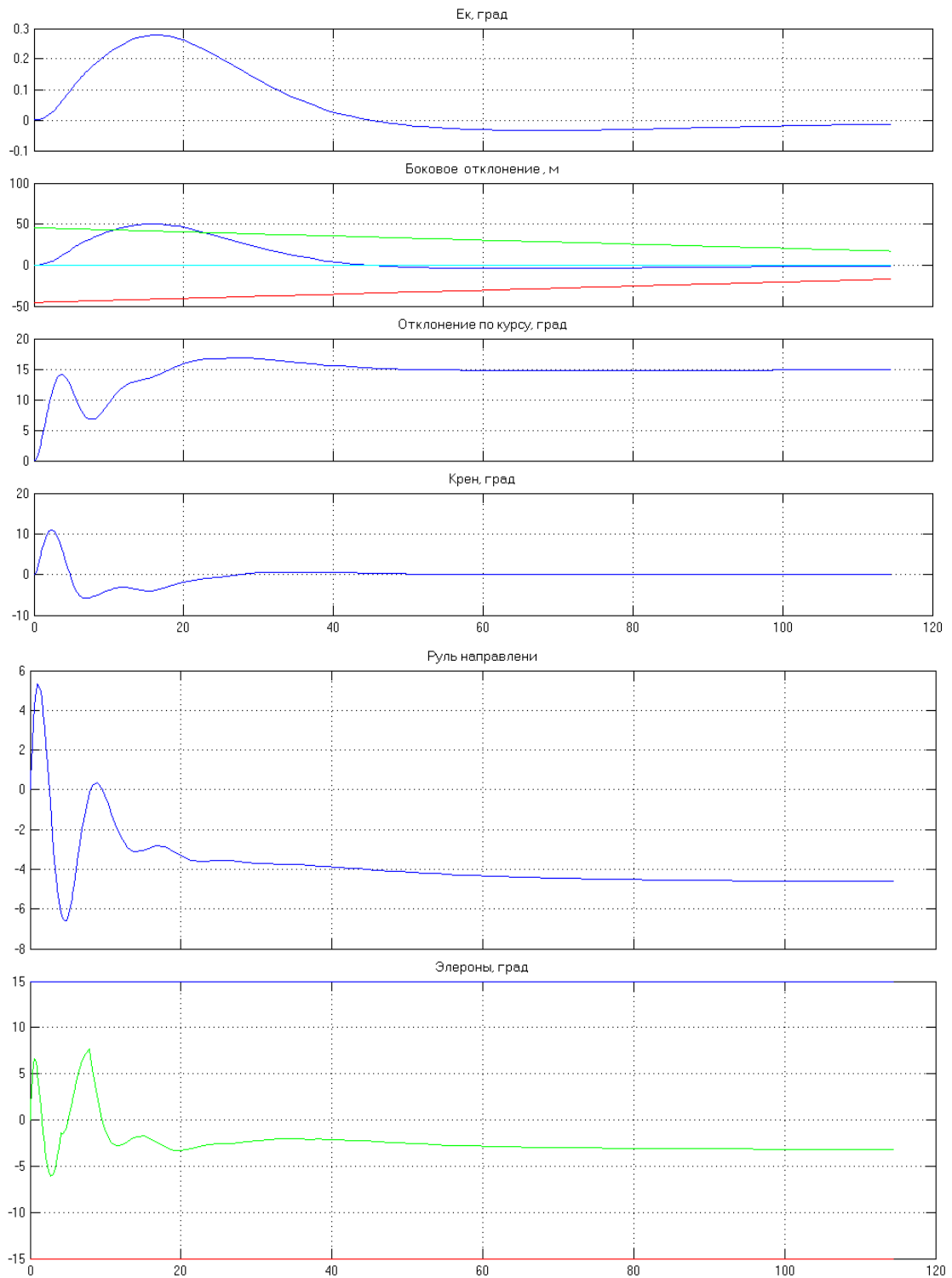


Рис. 4.49 . $W_z = -15 \text{ м/с}$, $F_{mx} = -1,5$ ($\delta_{\alpha}^f = 3$ град), $F_{my} = -1$ ($\delta_{\beta}^f = 3$ град) и $K_z = 0,06$.

Дослідження впливу при зміні крутизни глісади на якість управління при вітрових та моментних збуреннях.

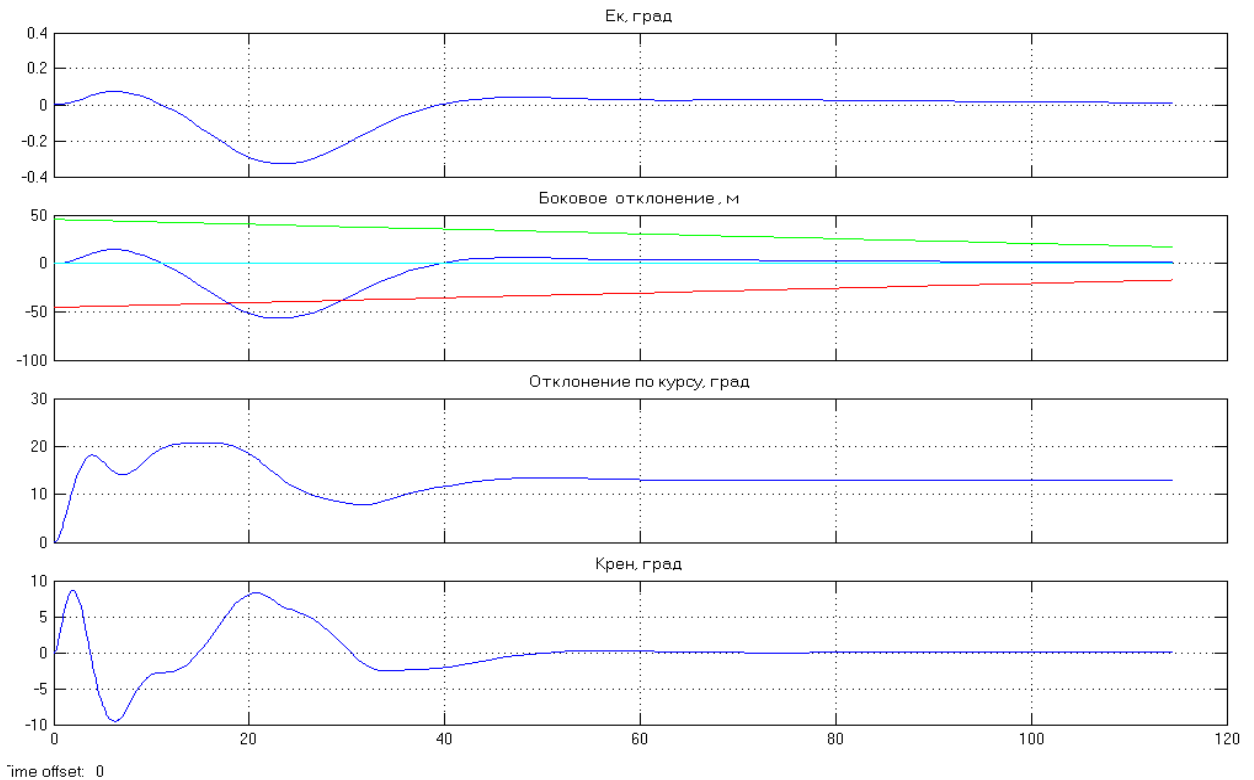


Рис. 4.50. $Wz=-15\text{м/с}$, $F_{mx}=-1,5$ ($\delta_{\text{э}}^f=3$ град), $F_{my}=1$ ($\delta_{\text{н}}^f=-3$ град) и $Kz=0,06$ для $\text{ctg}\theta_{\text{гл}}=20,82$ ($\theta_{\text{гл}}=2\text{град } 40\text{мин}$)

4.4 Критерії достовірності математичної моделі контуру «Літак-САУ».

Використання матеріалів математичного або стендового моделювання для підтвердження відповідності є обґрунтованим, якщо продемонстрована збіжність результатів моделювання і льотного експерименту. Збіжність результатів є доказом достовірності математичної моделі «літак-САУ». Достовірність моделі може бути продемонстрована за критеріями динамічного або статистичного подоби.

Критерій динамічної подібності.

Динамічну подібність встановлюється шляхом порівняння динамічних характеристик управління, отриманих експериментальним і розрахунковим шляхом, при дії детермінованих збурень підвищеної інтенсивності.

Рівень вхідних збурень повинен бути достатнім для того, щоб по амплітуді зміни оцінюваних параметрів можна було досить точно оцінити

реакцію системи, нехтуючи урахуванням несуттєвих факторів (наприклад, випадкові похибки вимірювальних засобів і т.д.).

До числа таких збурень можуть бути віднесені

- зміна курсу польоту (4-ий розворот),
- зміна профілю польоту у вертикальній площині (захоплення глісади, догляд на 2-ий коло),
- імітація відмови двигуна в процесі сталого зниження по глісаді,
- зміна заданого значення швидкості польоту і т.д.

У льотних випробуваннях повинна бути забезпечена отримання всієї необхідної інформації щодо умов експерименту, включаючи профілі вітрів і характеристики РТС посадки, для подальшого відтворення їх при математичному моделюванні. Така інформація може бути отримана, наприклад, з використанням диференціальних супутникових систем.

Динамічна подібність вважається встановленою, якщо розбіжність в характерних точках перехідних процесів, отриманих в льотному експерименті і при моделюванні, не перевищує допустимих величин ΔT і ΔA , зазначених в таблиці на рис. 4 для двох видів типових для САУ перехідних процесів

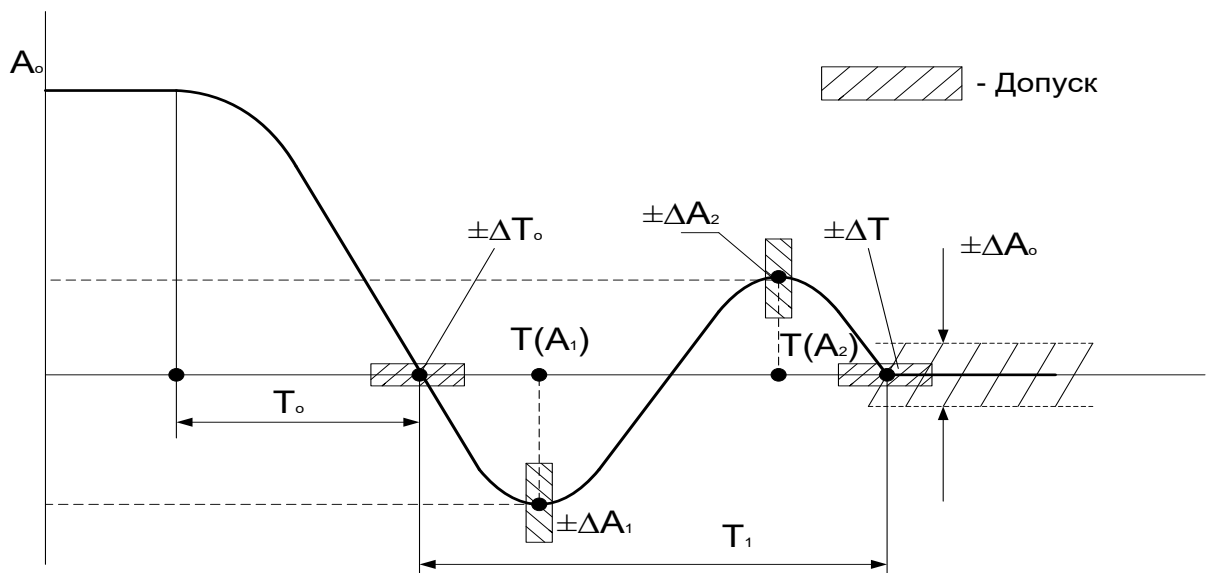


Рис. 4.51. Критерій динамічної подібності

Згідно сертифікаційного базису літака АН-158 необхідна оцінка динамічних характеристик режимів автоматичної посадки в експлуатаційних умовах, неперевіраних з тих чи інших причин в льотних випробуваннях (наприклад, граничний вітер, високогірний аеродром, підвищені температури, ухили ВПП і т.д.). Ступінь довіри до отриманих розрахунковим шляхом оцінками характеристик системи залежить від достовірності використовуваної математичної моделі, тобто від того, наскільки точно вона описує реальні процеси.

Оцінка достовірності математичної моделі на режимах автоматичної посадки може бути проведена за критерієм динамічного і статистичного подібності відповідно до [1].

У даній роботі розглянута оцінка достовірності математичної моделі за критерієм тільки динамічного подоби.

Динамічне подоби встановлюється шляхом порівняння динамічних характеристик управління, отриманих у льотних випробуваннях і розрахунковим шляхом, при максимально точному відтворенні умов реального експерименту і збурень.

Для відтворення при моделюванні умов льотного експерименту і наступного порівняння результатів експерименту і моделювання використовується наступна інформація:

- літак
- вага літака G ;
- положення центра ваги X_T ;
- траєкторія в просторі в земній системі координат $H=f(D)$, $Z=f(D)$, $D(t)$;
- приладова і шляхова швидкості ($V_p, V_{ш}$);
- перевантаження по 3-м осях (n_x, n_y, n_z);
- вертикальна і бічна швидкості (V_y, V_z);
- кутові швидкості тангажу, крену і ристання ($\omega_z, \omega_x, \omega_y$);
- кути атаки, ковзання, тангажу, крену і ристання ($\alpha, \beta, \nu, \gamma, \psi$);

- шляховий кут і кут нахилу траєкторії (φ, Θ);
- кути відхилення керуючих поверхонь ($\delta_v, \delta_e, \delta_{рн}$);
- задані значення параметрів (наприклад, $V_{пр\ зад}$);
- керуючі сигнали САУ ($\sigma_e, \sigma_{рн}, \sigma_v$);

Динамічна подібність встановлюється шляхом порівняння основних параметрів, що характеризують динаміку процесу заходу на посадку.

Динамічна подібність вважається встановленим, якщо розбіжність між отриманими в льотному експерименті і при моделюванні значеннями основних параметрів, що характеризують якість автоматичної посадки, не перевищує зазначених допусків:

$$\text{по положенню точки дотику уздовж осі ЗПС } |\Delta L_{\text{пос}}| = \begin{cases} 75\text{м} & \text{або} \\ 15\%L_{\text{пос}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{по положенню точки дотику відносно осі ЗПС } |\Delta Z_{\text{пос}}| = \begin{cases} 1\text{м} & \text{або} \\ 15\%Z_{\text{пос}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{по вертикальній швидкості } |\Delta V_{\text{упос}}| = \begin{cases} 0,2\text{м} & \text{або} \\ 20\%V_{\text{упос}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{за кутом крену } |\Delta \gamma_{\text{пос}}| = \begin{cases} 1^{\circ} & \text{або} \\ 20\%\Delta \gamma_{\text{пос}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{за кутом тангажу } |\Delta \vartheta_{\text{пос}}| = \begin{cases} 1^{\circ} & \text{або} \\ 20\%\vartheta_{\text{пос}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{по куту курсу } |\Delta \psi_{\text{пос}}| = \begin{cases} 1^{\circ} & \text{або} \\ 30\%\psi_{\text{пос}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{за кутом зносу } |\Delta \text{КЗ}| = \begin{cases} 1^{\circ} & \text{або} \\ 30\%\text{КЗ} & \text{л. в.} \end{cases}$$

$$\text{по максимальному бічному відхиленню } |\Delta Z_{\text{max}}| = \begin{cases} 3\text{м} & \text{або} \\ 30\%Z_{\text{max}} & \text{л. в.} \end{cases}$$

Порівняння результатів льотних випробувань і математичного Моделювання

Для зіставлення результатів математичного моделювання і льотного експерименту в математичну модель системи вводилися вихідні дані конкретних польотів. Посадки на аеродромі в Гостомелі, виконувалися на ЗПС RW15 довжиною 3480 м з висхідним ухилом +0.19 (0-470м від торця), посадки

в Сімферополі - на ЗПС довжиною 3701, з низхідним ухилом -0.17% (табл. 1 Додатку I) . Кут нахилу глісади - 3° .

Значення показань радіовисотомір НРР в момент торкання залежить від кута тангажу і знаходиться в межах $-0.11 \div -0.54$ м. Залежність $НРР = f(\vartheta)$ представлена на рис. 1 Додатки I.

Розрахунок аеродинамічних, тягових і масово-інерційних характеристик літака проводився відповідно до [2,3].

Для аналізу було обрано такі реальні польоти з серії налагоджувальних випробувань (в Гостомелі):

- №№ 393 (посадка 1), 393 (посадка 2), 398 - з повільно мінливих вітром в межах $U_x = 1 \div 3$ м / сек,

із серії сертифікаційних випробувань:

- № 698 з малою вагою, зрушенням попутного вітру,
- № 810 (більш $U_x > 8$ м / с) з великим бічним вітром (Більш $U_z > 9$ м / с),
- № 822 з великим бічним вітром ($U_z > 7$ м / с).

Таблиця № 4.1

Зіставлення результатів моделювання і льотних випробувань. Політ № 393 (посадка 1)

характеристики приземлення	Льотні випробування	Математичне моделювання	Допустиме розходження за методикою	Фактичне розбіжність
$L_{\text{пос}}, \text{ м}$	520	494	75	26
$Z_{\text{пос}}, \text{ м}$	1,71	1,39	1	0,32
$V_{y \text{ пос}}, \text{ м/сек}$	-0,18	-0,34	0,2	0,16
$\gamma, \text{ град}$	-0,046	-0,060	1	0,014
$\vartheta, \text{ град}$	4,44	5,21	1	0,77

Таблиця № 4.2

Зіставлення результатів моделювання і льотних випробувань за часом і амплітуді

Характеристики перехідного процесу		Контрольні точки перехідного процесу													
		За амплітудою								По часу					
		A_k	ΔA_k	A_0	ΔA_0	A_1	ΔA_1	A_2	ΔA_2	$T_k(A_0)$	ΔT_k	$T_1(A_1)$	ΔT_1	$T_2(A_2)$	ΔT_2
L _{пос,м}	Математичне моделювання	494	26	32	4	247	13	-	-	10	1	6	1	-	-
	Льотні випробування	520		36		260		-		9		5		-	
Z _{пос,м}	Математичне моделювання	-1,39	0,324	-1,9	0,6	-1,64	0,465	-	-		1	7	2	-	-
	Льотні випробування	-1,71		-2,5		-2,1059		-		9		5		-	
V _{пос, м/с}	Математичне моделювання	-0,34	0,16	-2,8	0,1	-1,57	0,03	-	-	10	1	7	0,5	-	-
	Льотні випробування	-0,18		-2,9		-1,54		-		9		6,5		-	
γ , град	Математичне моделювання	-0,016	0,014	-0,09	0,02	-0,16	0,01	-0,02	0,03	10	1	4	2	6	2
	Льотні випробування	-0,046		-0,07		-0,17		-0,05		9		6		8	
ϑ , град	Математичне моделювання	5,21	0,77	2,0	1	4,4	0,4	4,2	0,1	10	1	6	1	7,5	0,5
	Льотні випробування	4,44		1,0		3,8		4,1		9		5		7	

Таблиця № 4.3

Зіставлення результатів моделювання і льотних випробувань. Політ № 398 (посадка 1)

характеристики приземлення	Льотні випробування	Математичне моделювання	Допустиме розходження за методикою	Фактичне розбіжність
L _{пос, м}	632	606	75	26
Z _{пос, м}	2	1,39	1	0,61
V _{у пос, м/сек}	-0,482	-0,33	0,2	0,15
γ , град	-0,046	-0,032	1	0,014
ϑ , град	3,8	3,6	1	0,2

Таблиця № 4.4

Зіставлення результатів моделювання і льотних випробувань за часом і амплітуді.

Характеристики перехідного процесу		Контрольні точки перехідного процесу													
		За амплітудою								По часу					
		A_k	ΔA_k	A_0	ΔA_0	A_1	ΔA_1	A_2	ΔA_2	$T_k(A_k)$	ΔT_k	$T_1(A_1)$	ΔT_1	$T_2(A_2)$	ΔT_2
Lнос, м	Математичне моделювання	606	26	36	2	318	2	-	-	11	1	7	1	-	-
	Льотні випробування	632		38		316		-		10		6		-	
Zнос, м	Математичне моделювання	-1,39	0,61	-	-	-1,02	0,17	-	0,4	11	1	5	1	-	-
	Льотні випробування	-2,0		-		-1,19		-		10		4		-	
Vупос, м/с	Математичне моделювання	-0,33	0,15	-2,9	0,1	-1,02	0,03	-	-	11	1	6	0,5	-	-
	Льотні випробування	-0,48		-3,2		-1,05		-		10		6,5		-	
γ , град	Математичне моделювання	-0,27	0,07	-0,16	0,1	-0,35	0,09	-0,05	0,02	11	1	4	1	8	1
	Льотні випробування	-0,2		-0,15		-0,44		-0,07		10		3		7	
Θ , град	Математичне моделювання	4,07	0,27	0,8	0,1	2,4	0,4	2,3	0,2	11	1	4	1	5	1
	Льотні випробування	3,8		0,7		2,8		2,1		10		3		4	

Політ № 393

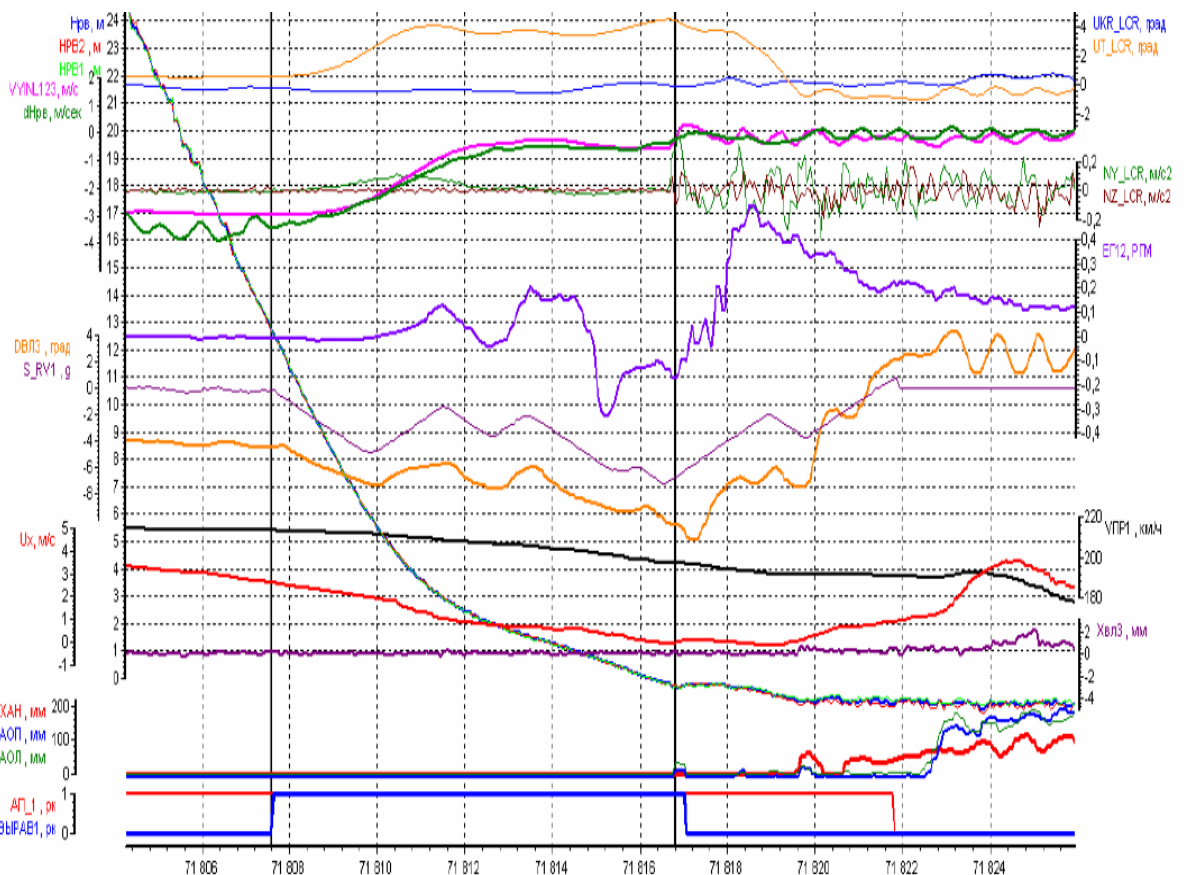


Рис. 4.52 До зіставлення результатів моделювання та льотних випробувань. Поздовжній канал

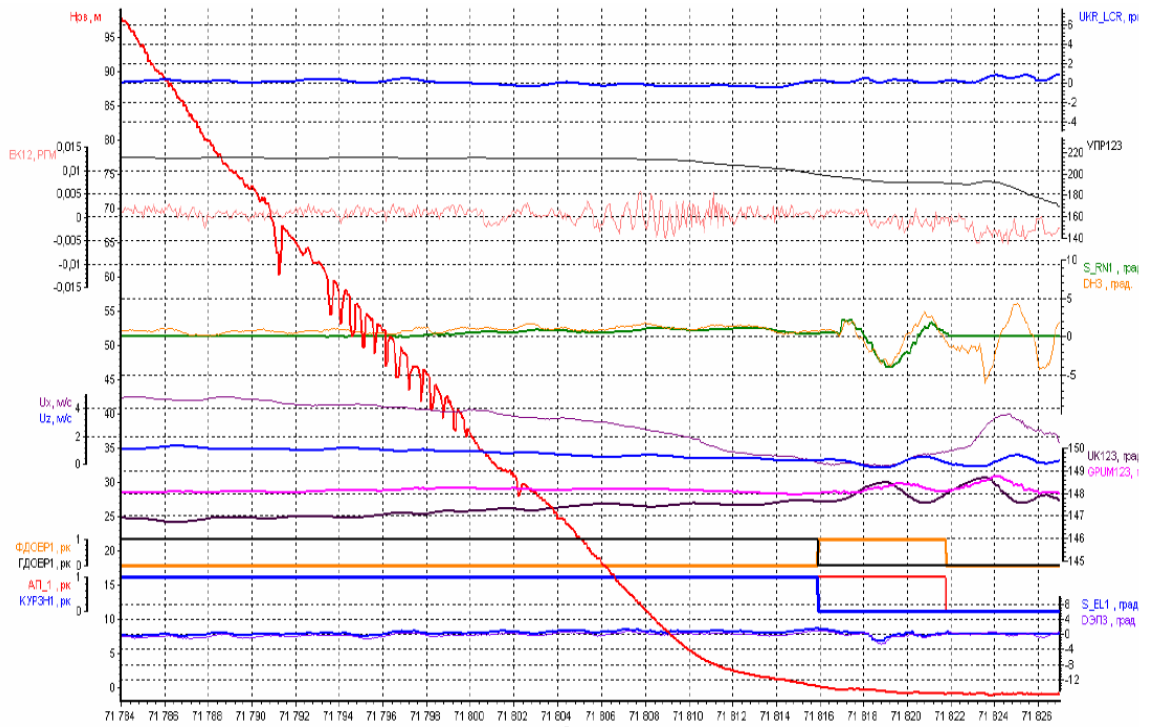


Рис. 4.53. До зіставлення результатів моделювання та льотних випробувань. Бічний канал

Політ № 398

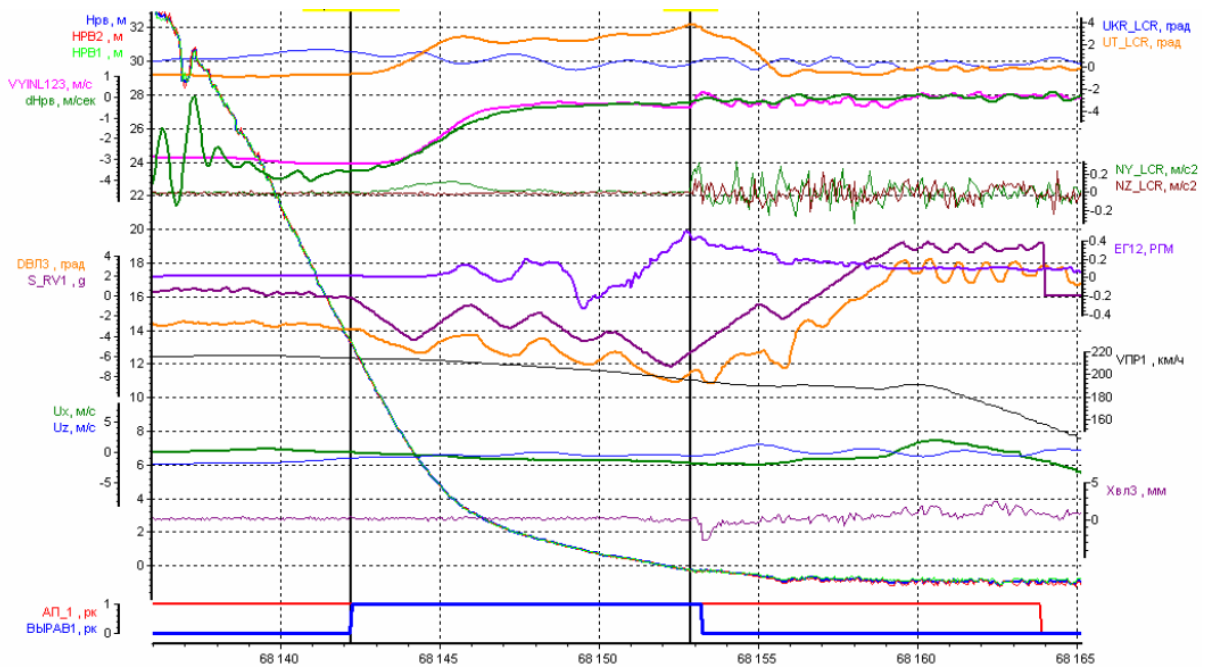


Рис. 4.54. Зіставлення результатів моделювання та льотних випробувань. Поздовжній канал

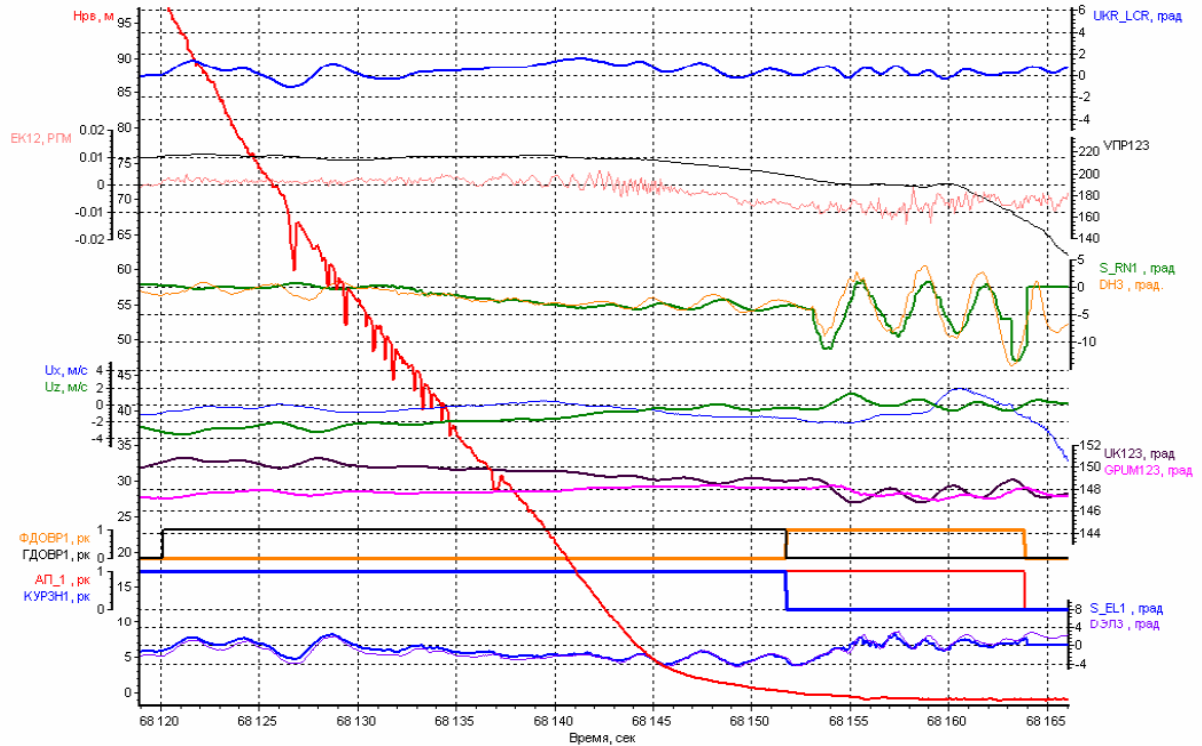


Рис. 4.55. Зіставлення результатів моделювання та льотних випробувань. Бічний канал

Відповідно до вищевказаної методикою проведено зіставлення результатів моделювання і льотних випробувань в точках торкання. Результати порівняння представлені в таблицях №№ 4.1-4.4.

З таблиць видно, що математична модель досить близька реальним процесам в точках торкання при відтворенні умов реальних польотів. Розбіжність оцінюваних параметрів не перевищує допусків, зазначених в методиці.

Крім зіставлення основних параметрів польоту в точках приземлення, було проведено порівняння динамічних характеристик перехідних процесів посадки за результатами льотних випробувань і математичного моделювання в адекватних умовах.

Порівнювалися амплітуди перехідних процесів основних параметрів посадки і час їх виходу на заданий значення амплітуди. Ак- кінцеве значення заданого параметра посадки;

$A_1, A_2, A_3 \dots$ - значення відповідне 50% максимальної амплітуди для аперіодичних процесів або амплітуди в контрольних (характерних) точках для неаперіодичних процесів.

A_0 - початкове значення заданого значення параметра.

Контрольні точки вказані на графіках перехідних процесів, отриманих в моделюванні і в льотних випробуваннях.

Результати порівняння, представлені в таблицях №№ 4-6, показали, що перехідні процеси основних параметрів посадки досить близькі за значеннями амплітуди і часу в контрольних перетинах.

На підставі проведеного аналізу встановлено динамічне подібність моделі реальному об'єкту. Розбіжність між отриманими в льотному експерименті їх при моделюванні значеннями основних параметрів, що характеризують якість автоматичної посадки, не перевищує допусків, зазначених в таблицях. Зіставлення результатів моделювання в умовах, максимально наближених до льотного експерименту показало, що математична модель досить точно відтворює реальні процеси на режимі автоматичної посадки за критерієм динамічної подібності.

Резюмуючи наведенні вище результати відмітимо, що представлений підхід до математичного моделювання контуру автоматичного управління «літак-САУ» в середовищі MATLAB дозволить:

- виконати попередній аналіз розроблених режимів САУ на стадії спільного проектування літака і САУ;

- виконати супровід напівнатурного моделювання САУ;

- виконати статистичний аналіз режиму заходу на посадку при суттєвій економії матеріальних витрат в процесі льотних випробувань;

- розробити рекомендації настройки контурів автоматичного управління в процесі льотних випробувань САУ, що зменшить часові і матеріальні витрати натурних досліджень та сертифікації САУ.

4.5. Проведення випробувань на напівнатурному дослідному пілотажному стенді

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 Всі отримані перехідні процеси - плавні, з допустимим відхиленнями.

Випробування і експериментальні дослідження інформаційної технології дворівневого управління польотом ПС у вертикальній площині із забезпеченням посадки проводились на напівнатурному дослідному пілотажному стенді літака Ан-148 (ДПС-148), створеному на ДП «Антонов».

Для підтвердження правильності реалізації алгоритмів в розробленій моделі системи автоматичного управління проводилися контрольні моделювання в програмі Matlab.

Аеродромні умови дотримувались відповідно до керівництва з льотної експлуатації;

Вітрові збурення в межах обмежень керівництва з льотної експлуатації (відповідно до CS-AWO (AMC AWO 131, п.3 «Моделі вітру для моделювання заходу на посадку», п.п. 3.1, модель вітру №1)) [107], напрямку і швидкості вітру, і зсуву вітру.

Зміст випробувань з перевірки працездатності і оцінці виконання основних функцій розробленої технології управління на етапі заходу на посадку :

При цьому оцінювалися функції:

- індикація параметрів профілю польоту;
- автоматичне витримування профілю;
- витримування заданої траєкторії;

- перехід в режим АЗП;

Польоти відповідно до методики випробувань виконувалися на ДПС-148, на ДП «Антонов» г. Київ.

Випробування на ДПС-148 проводилися автором дисертації. Оцінка досліджуваних режимів виконувалася з місця другого пілота при виконанні польотів в вітрових збурень.

Випробування виконувалися відповідно до керівництва з льотної експлуатації літака Ан-148.

Випробування проводилися при моделюванні очікуваних умов експлуатації літака Ан-148, з урахуванням досвіду експлуатації літаків подібного класу.

Для етапу «Захід на посадку» задавалися наступні умови проведення випробувань:

- польотна вага: 43700 ... 38000 кг;

- вітер: як з максимально-зустрічній, так і з максимально-попутної складової (щодо напрямлення ЗПС посадки) з урахуванням імовірного розподілу по висоті в межах обмежень ЛК;

- конфігурація на посадці: $\delta_z = 28-40$ град при АЗП,

- приладова швидкість (швидкість зниження і швидкість заходу на посадку) в межах обмежень ЛК.

При проведенні випробувань виконувалися заходи на посадку з автоматичним включенням режиму «Посадка».

Польоти виконувались в автоматичному режимі управління.

При цьому оцінюються такі функції і характеристики:

- розрахунок траєкторії;

- індикація відхилень від заданого вертикального профілю польоту;

- витримування обмежень по висоті і швидкості відповідно до плану польоту, і опублікованої схеми;

- при АЗП по ILS - автоматичне включення режиму «ПОСАДКА» і виконання АЗП на швидкості V_{zn} при $\delta_z = 40$ град до ВПР.

Напівнатурний дослідний стенд атестований Державіаслужбою України для проведення сертифікаційних випробувань літака типу Ан-148-100 і його модифікацій.

Математична модель руху реалізована у вигляді програмної моделі адаптованої для функціонування в складі центральної моделі системи.

Дослідження за методикою наведеною в даному розділі показали, що застосування алгоритмів та законів управління польотом ПС забезпечує зменшення паливних витрат літака Ан-148 при заході на посадку майже в 2 рази.

Середня економія авіаційного палива в процесі зниження обчислюється за формулою [90. 110]

$$q_{e.z} = \frac{\sum_{j=1}^k G_j}{N}, \quad (4.34)$$

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

N – загальні кількість випробувальних польотів етапу зниження.

Застосування запропонованої інформаційної технології дозволяє перерегулювання та відхилення від заданої траєкторії польоту польоту на етапі заходу на посадку, що дозволяє економити до 150 кг палива. На рис. 4.39 показані усереднені витрати палива заході на посадку за допомогою застосування існуючої процедури зниження згідно КЛЕ (перша колонка 300 кг палива) і розробленої технології управління (друга колонка 150 кг палива).

Враховуючи (4.32) – (4.34) для польотів виконаних в обсязі методики випробувань, отримуємо наступну формулу при розрахунку середньої економії авіаційного палива

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

Тоді в процентному вираженні для одного польоту економія авіаційного палива складає

$$q = \frac{q_e}{G_{нал}} 100\%,$$

де $G_{\text{пал}}$ – середня вага авіаційного палива, що витрачено на політ при використанні розробленої ІТ.

Співвідношення витрат палива (кг)



Рис. 4.56. Співвідношення витрат авіаційного палива при виконанні польотів за процедурою КЛЕ (колонка синього кольору) і при польоті з використанням розробленої інформаційної технології (колонка зеленого кольору) для етапу зниження.

На етапі заходу н посадку були позитивно оцінені такі функції розробленої системи управління польотом ПС:

- індикація відхилень від заданого профілю польоту;
- витримування обмежень по висоті і швидкості відповідно до плану польоту, і опублікованої схеми;
- при АЗП по ILS: автоматичне включення режиму «ПОСАДКА» і виконання АЗП на швидкості V_{zn} при $\delta_3=40$ град до ВПР.

Ан-148 та розглянуті результати випробувань розробленої моделі для етапу заходу на посадку. Запропонована технологія успішно пройшла всіх тести. Застосування розробленої моделі дозволяє знизити перерегулювання на етапі заходу на посадку .

На етапі заходу на посадку позитивно оцінено Всі отримані перехідні процеси - плавні, з допустимим відхиленнями (рис. 4.57-4.60).

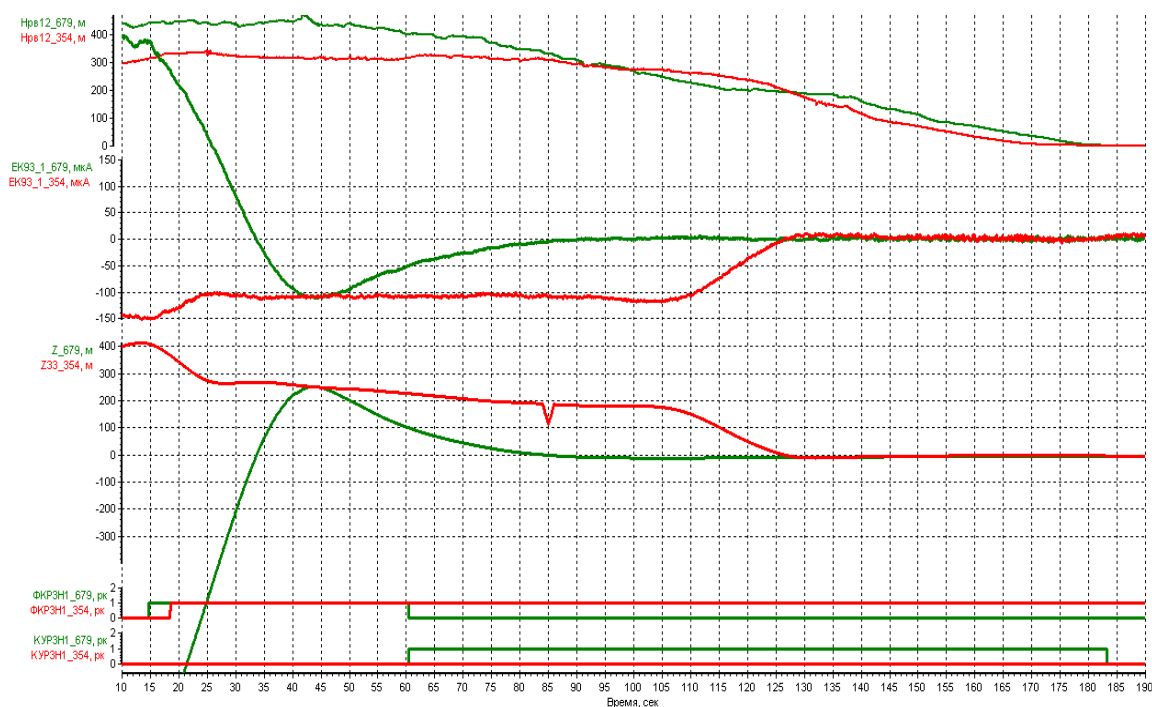


Рис. 4.57. Захоплення помилкової пелюстки курсової зони (Політ №354 - 1). Нормальний вихід на курсову зону (Політ №679 - 2).

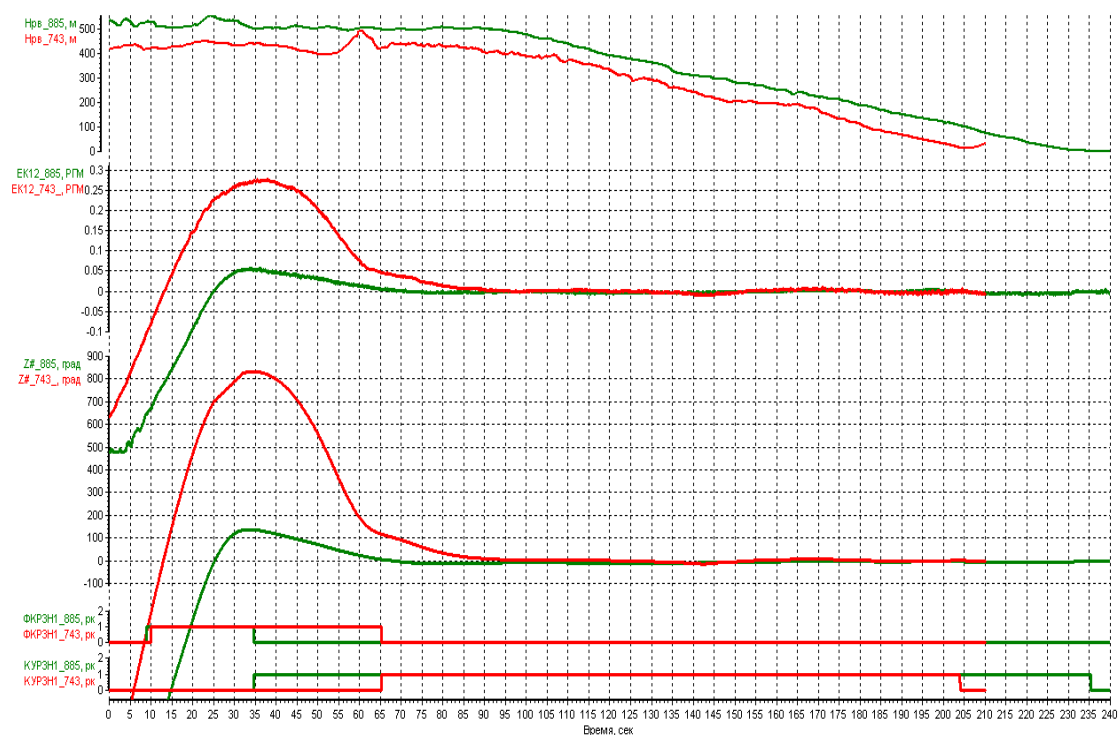


Рис. 4.58. Вихід на РСЗ курсу з надмірним перерегулюванням – більш ніж 800м бічного відхилення (Політ №743 - 1). Нормальний вихід на РСЗ курсу (Політ №885 - 2). Виконано доопрацювання за умовами готовності

включення режиму посадки в бічному каналі. Змінено умови по куту підходу до РСЗ курсу. Змінено масштаби коефіцієнтів по магнітному шляховому куту і Ек на різних етапах заходу. Нормальна стабілізація РСЗ курсу з допустимими похибками (Політ 695 - 2).

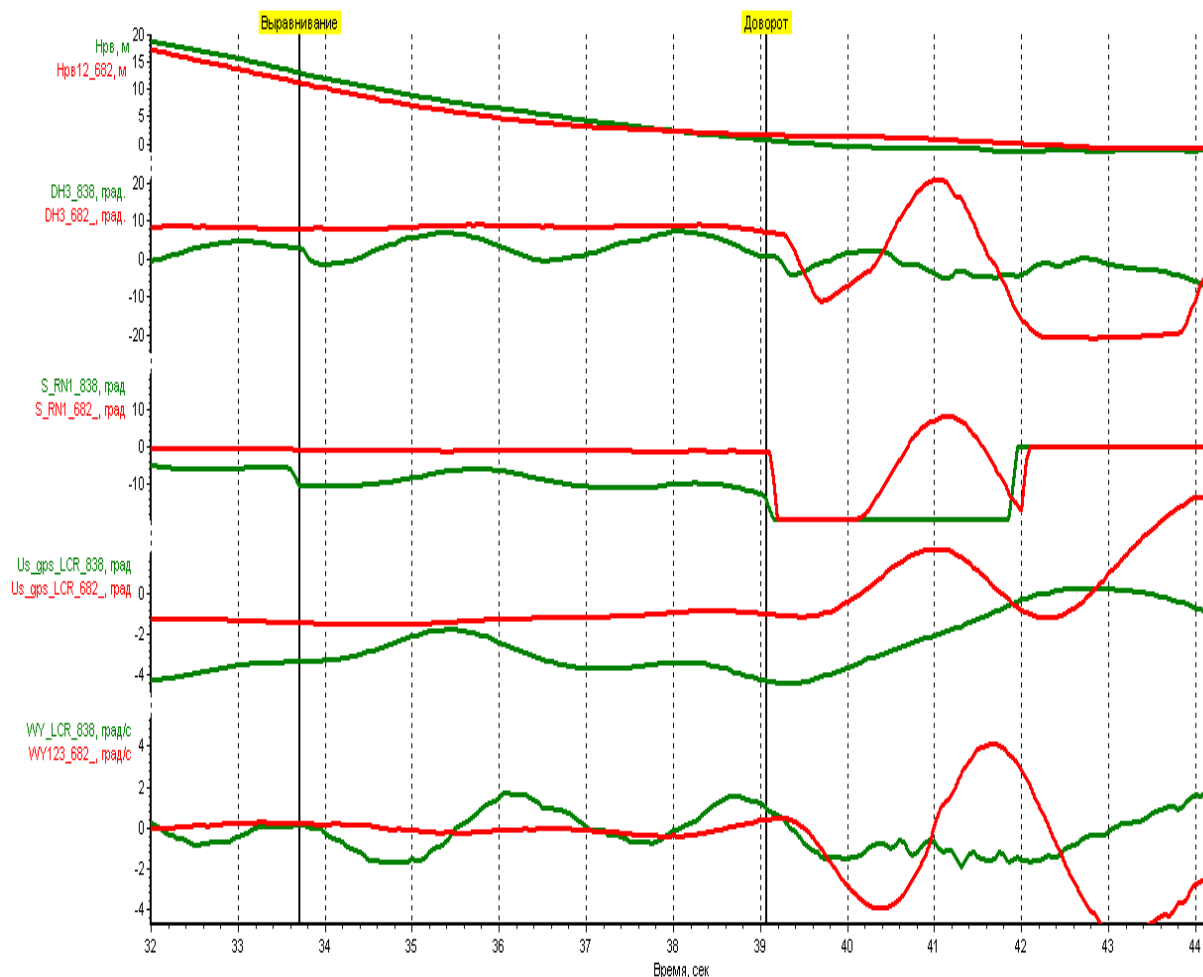


Рис.4.59. Надмірні перехідні процеси на висоті довертання перед торканням (Політ №682 - 1). Виправлений алгоритм шляхового каналу (Політ №838 - 2). Реакція РН на відхилення - значно менша. Зменшено демпфірування в шляховому каналі, зменшені величини коефіцієнтів: по По куту зносу, по ω_z .

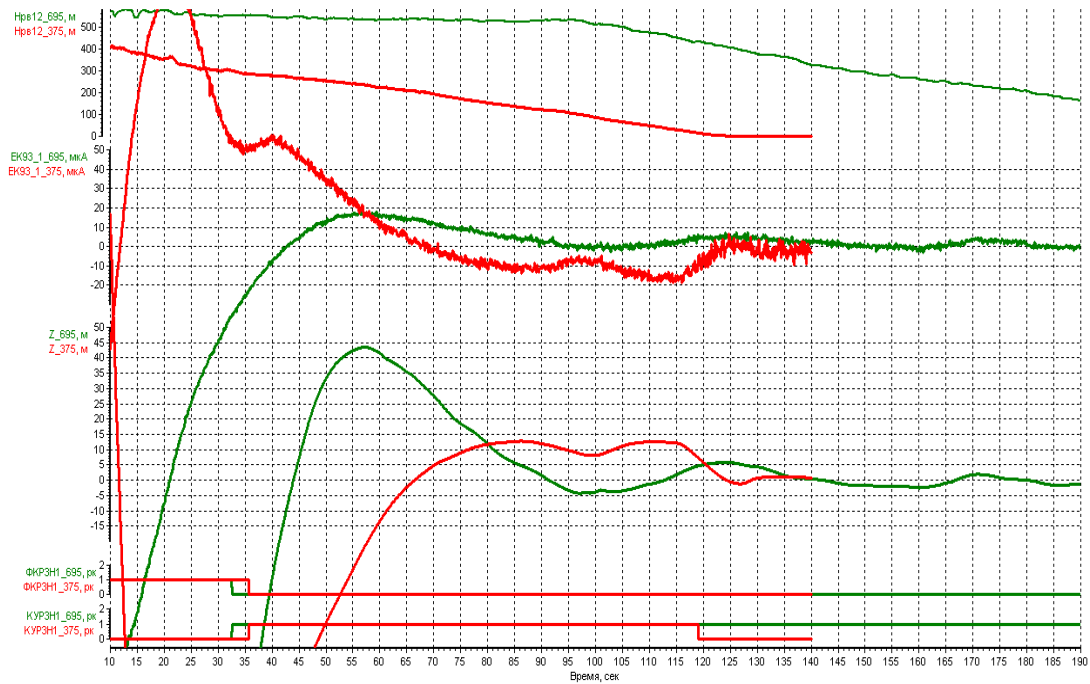


Рис. 4.60. Стабілізація РСЗ курсу зі статичної похибкою (Політ №375 - 1). Нормальна стабілізація РСЗ курсу з допустимими похибками (Політ 695 - 2).

В процесі заходу САУ забезпечує стійку стабілізацію курсової зони і глісади аж до висоти початку вирівнювання 15 ... 10м 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 50м попередженням за курсом, а на висоті менш 50м автопілот плавно усуває кут зносу і виконує довертання літака на курс ЗПС з одночасним креном до 5° 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 (ВПР), що викликають спрацьовування сигналізації граничних відхилень, сигналізації заборони автопосадки або перевищення граничного крену. 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:

4.1. 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»).

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

4.3. 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

4.4. виправлення алгоритмів каналу РН (зменшена реакція РН на малих висотах; Зменшено демпфірування в шляховому каналі, зменшені величини коефіцієнтів: по куту знесу, по ωz) для поліпшення динамічних характеристик на гранично малих висотах.

4.5. 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 - більш 800м бічного

Висновки за четвертим розділом

1. Розроблено пакет вихідних даних для моделювання контуру «Ан-158-САУ». 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 було розділено на два субоб'єкти, що реалізують режим плоского розвороту і координованого розвороту.

2. Розроблено математичну моделі просторового руху літака Ан-158 та виконано дослідження режимів автоматичного керування літака Ан-158.

3. Виконано перевірку на відповідність критеріям достовірності математичної моделі контуру «Ан-158-САУ. Відповідно до вищевказаної методикою проведено зіставлення результатів моделювання і льотних випробувань в точках торкання. Згідно результатів порівняння видно, що математична модель досить близька реальним процесам в точках торкання при відтворенні умов реальних польотів. Розбіжність оцінюваних параметрів не перевищує допусків, зазначених в методиці.

Крім зіставлення основних параметрів польоту в точках приземлення, було проведено порівняння динамічних характеристик перехідних процесів посадки за результатами льотних випробувань і математичного моделювання в адекватних умовах. Порівнювалися амплітуди перехідних процесів основних параметрів посадки і час їх виходу на заданий значення амплітуди. Контрольні точки вказані на графіках перехідних процесів, отриманих в моделюванні і в льотних випробуваннях. Результати порівняння, показали, що перехідні

процеси основних параметрів посадки досить близькі за значеннями амплітуди і часу в контрольних перетинах.

На підставі проведеного аналізу встановлено динамічне подібність моделі реальному об'єкту. Розбіжність між отриманими в льотному експерименті їх при моделюванні значеннями основних параметрів, що характеризують якість автоматичної посадки, не перевищує допусків, зазначених в таблицях. Зіставлення результатів моделювання в умовах, максимально наближених до льотного експерименту показало, що математична модель досить точно відтворює реальні процеси на режимі автоматичної посадки за критерієм динамічної подібності.

Резюмуючи наведенні вище результати відмітимо, що представлений підхід до математичного моделювання контуру автоматичного управління «літак-САУ» в середовищі MATLAB дозволить:

- виконати попередній аналіз розроблених режимів САУ на стадії спільного проектування літака і САУ;

- виконати супровід напівнатурного моделювання САУ;

- виконати статистичний аналіз режиму заходу на посадку при суттєвій економії матеріальних витрат в процесі льотних випробувань;

- розробити рекомендації настройки контурів автоматичного управління в процесі льотних випробувань САУ, що зменшить часові і матеріальні витрати натурних досліджень та сертифікації САУ.

4. Проведено випробування на напівнатурному дослідному пілотажному стенді літака Ан-148 для перевірки для відпрацювання розроблених алгоритмів та законів управління. В процесі заходу САУ забезпечує стійку стабілізацію курсової зони і глісади аж до висоти початку вирівнювання 15 ... 10м 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 50м попередженням за курсом, а на висоті менш 50м автопілот плавно усуває кут зносу і виконує довертання літака на курс ЗПС з одночасним креном до 5° 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.

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

1. 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.

2. Просвирин 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. Київ, тези. – С. 48.

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

4. 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

5. 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.

6. 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.

7. 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.

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%.

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:

- розроблення наукових і методологічних основ створення, дослідження та впровадження систем автоматизованого управління;
- розроблення 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 посадки по алгоритмам використання FMS до рівня нормованого забезпечення наступних типів заходів на посадку: LNAV / VNAV Approach, RNAV / RNP Approach, CDFFA 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 застосований в наукових дисциплінах авіаційного профілю.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. “SCADE Language Reference Manual”, Esterel Technologies 2007
2. “SCADE System, a comprehensive toolset for smooth transition from Model-Based System Engineering to certified embedded control and display software”, Thierry Le Sergent, Alain Le Guennec, François Terrier, Yann Tanguy, Sébastien Gérard. ERTS 2012
3. “Systems Engineering Handbook, a Guide for System Life Cycle Processes and Activities”, SE Handbook Working Group, INCOSE, January 2010.
4. “The Functional Mockup Interface for Tool independent Exchange of Simulation Models”, T. Blochwitz, M. Otter, M. Arnold, C. Bausch, C. Clauss, H. Elmqvist, A. Junghanns, J. Mauss, M. Monteiro, T. Neidhold, D. Neumerkel, H. Olsson, J.-V. Peetz, S. Wolf. Modelica Association, Proceedings of the 2011 Modelica Conference.
5. A Benveniste, P Caspi, Stephen A. Edwards, N. Halbwachs, P. Le Guernic, R. De Simone “The Synchronous Languages 12 Years Later”, PROCEEDINGS OF THE IEEE, VOL. 91, NO. 1, JANUARY 2003
6. A. Kuznetsov, A. Shevchenko, Ju. Solonnikov. The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, //19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013).Germany. 2013.
7. Aerospace Blockset, “Aerospace Blockset User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
8. Aerospace Toolbox, “Aerospace Toolbox User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
9. Althammer, E.; Schoitsch, E.; Eriksson, H. And Vinter, J.: “The DECOS Concept of Generic Safety Cases - A Step Towards Modular Certification”, EUROMICRO-SEAA, 2009, pp537-545
10. Aponte, M.-V., Chailloux, E., Cousineau, G., Manoury, P.: Advanced Programming Features in Objective Caml. In: 6th Brazilian Symposium on Programming Languages(June 2002)

11. ARINC 661. Интерфейс систем индикации кабины с системами-пользователями, 2009.
12. ARINC 661: —Cockpit Display System Interfaces to User Systems, ARINC Specification 661-4, May 2010.
13. ARINC 702A. Авиационный справочник. Перспективная вычислительная система самолетовождения, 2003.
14. Azarov M.M. Synthesis of the structure of the light unmanned aerial vehicle dynamic model parameter identification system// BOAC'2000, Saint-Petersburg, Russia. 2000. -P. 34-38.
15. Berry, G.: The Effectiveness of Synchronous Languages for the Development ofafety-Critical Systems. Technical report, Esterel-Technologies (2003)
16. Bishop, P. G.; Bloomfield, R. and Guerra, S. “The Future of Goal-Based Assurance Cases”, Proceedings of the Workshop on Assurance Cases, 2004
17. Boehm, H., Weiser, M., Bartlett, J.F.: Garbage collection in an uncooperative environment. Software - Practice and Experience (September 1988)
18. Boeing (2012). Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959 – 2011. July 2012. <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>.
19. Boskovic J.D.,Li S.M, Mehra R.K. Study of an Adaptive Reconfigurable Control Scheme for Tailless Advanced Fighter Aircraft (TAFA) in the Presence of Wing Damage // IEEE: Proc. of the 39th Conference on Decision and Control. 2000. - P. 35-40
20. Camus, J.-L., Dion, B.: Efficient Development of Airborne Software with SCADE Suite™. Technical report, Esterel-Technologies (2003)
21. CENELEC: “Railway applications. Communications, signalling and processing systems. Software for railway control and protection systems”, EN 50128, 2001
22. Christian Ferdinand, Florian Martin, Christoph Cullmann, Marc Schlickling, Ingmar Stein, Stephan Thesing, and Reinhold Heckmann. New developments in

WCET analysis. In Thomas Reps, Mooly Sagiv, and Jörg Bauer, editors, *Program Analysis and Compilation, Theory and Practice*, volume 4444 of *Lecture Notes in Computer Science*, pages 12–52. Springer-Verlag, 2007.

23. Christian Ferdinand, Reinhold Heckmann, Marc Langenbach, Florian Martin, Michael Schmidt, Henrik Theiling, Stephan Thesing, and Reinhard Wilhelm. Reliable and precise WCET determination for a real-life processor. In *Proceedings of EMSOFT 2001, First Workshop on Embedded Software*, volume 2211 of *Lecture Notes in Computer Science*, pages 469–485. Springer-Verlag, 2001.

24. Colaëco, J.-L., Pagano, B., Pouzet, M.: A Conservative Extension of Synchronous Data-flow with State Machines. In: *ACM International Conference on Embedded Software (EMSOFT 2005)*, Jersey city, New Jersey, USA (September 2005)

25. Colaëco, J.-L., Pouzet, M.: Clocks as First Class Abstract Types. In: *Third International Conference on Embedded Software (EMSOFT 2003)*, Philadelphia, Pennsylvania, USA (October 2003)

26. Cousot, P., Cousot, R., Feret, J., Mauborgne, L., Minre, A., Monniaux, D., Rival, X.: The astrée analyser. In: *European Symposium on Programming. LNCS* (April 2005)

27. Davidson J.B., Lallman F.J., Bundick W.T. Real-Time Adaptive Control Allocation applied to a High Performance Aircraft// *Proc. of the 5th SIAM Conference on Control & Its Applications*. 2001. - P. 110-115

28. Dupuy, A., Leveson, N.: An empirical evaluation of the mc/dc coverage criterion on the hete-2 satellite software. In: *Digital Aviations Systems Conference (DASC)*, Philadelphia, Pennsylvania, USA (October 2000)

29. E. Cawood, C. L. Cox, Perturbation analysis for eigenstructure assignment of linear multi-input systems// *Electron. Trans. Numer. Analysis*. 2000. -№4. P. 25-42

30. Eleventh Joint Meeting of Joint EUROCAE Working Group 71 and RTCA Special Committee 205 Software considerations in airborne systems and equipment certification, RTCA No. 161-09/SC205-025, June 2009.

31. Esterel Technologies. SCADE language tutorial, September 2007.
32. F. Mallet, J. DeAntoni, C. André, et R. De Simone, “The clock constraint specification language for building timed causality models”, *Innovations in Systems and Software Engineering*, vol. 6, no 1-2, p. 99-106, mars 2010.
33. F. Maraninchi and Y. Rémond: Mode-automata: a new domain-specific construct for the development of safe critical systems. *Science of Computer Programming*,(46):219–254, 2003.
34. FlightGear Flight Simulator, Software Package, Ver. 0.9.10, 2007.
35. François-Xavier Dormoy. SCADE 6 – A model based solution for safety critical software development. In 4th European Congress ERTS Embedded Real Time Software, Toulouse, France, January 2008.
36. Frederic Pothon. DO-178C/ED-12C versus DO-178B/ED-178B. Changes and Improvements, ACG Solutions, c Frédéric Pothon, Viols Le Fort, France, September 2012.
37. G. Berry: “The Foundations of Esterel“, In *Proofs, Languages, Essays in Honour of Robin Milner*”, MIT Press, 2000.
38. Green, B., and Chung, J., “CFD Predictions of the Stability and Control Characteristics of the Pre-Production F/A-18E,” *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, San Francisco, California, 2005.
39. Habli, I. and Kelly, T: “Achieving Integrated Process and Product Safety Arguments”, *The Safety of Systems, Part 2, Proceedings of the Fifteenth Safety-critical Systems Symposium*, Springer Verlag 2007, pages 55-68
40. Haddon-Cave QC, C.: “An Independent Review into the Broader Issues Surrounding the Loss of the RAF Nimrod MR2 Aircraft XV230 in Afghanistan in 2006”, 2009
41. Hawkins, R. D. and Kelly, T. P. “Software Safety Assurance - What is Sufficient?”, *IET System Safety Conference*, 2009

- 42.** Hayhurst, K.J., Veerhusen, D.S., Chilenski, J.J., Rierson, L.K.: A Practical Tutorial on Modified Condition/Decision Coverage. Technical report, NASA/TM-2001-210876 (May 2001)
- 43.** Henrik Theiling. Extracting Safe and Precise Control Flow from Binaries. In Proceedings of the 7th Conference on Real-Time Computing Systems and Applications, Cheju Island, South Korea, 2000.
- 44.** Hild, D. R. Discrete Event System Specification (DEVS) Distributed Object Computing (DOC) Modeling And Simulation: Ph.D. dissertation- Tucson (USA), 2000,-219p.
- 45.** I. Markovsky, J.C. Willems, and B.L.M. De Moor. Comparison of identification algorithms on the database DAISY// 17-th Symposium on the Mathematical Theory of Networks and Systems (MTNS 2006), Kyoto, Japan. 2006. -p.2858-2869
- 46.** IEC: “Functional safety of electrical/ electronic/ programmable electronic safety-related systems”, IEC 61508, 2000
- 47.** Jansson, M. Subspace identification and ARX modeling// 13th IFAC SYSID symposium: Proceedings, Rotterdam, Netherlands, August.-2003. -P. 1625-1630
- 48.** Jean-Louis Colaco, Bruno Pagano, and Marc Pouzet. A conservative extension of synchronous data-flow with state machines. In Wayne Wolf, editor, Proceedings of EMSOFT 2005, 5th ACM International Conference On Embedded Software, pages 173–182. ACM, 2005.
- 49.** Jean-Louis Colaço and Marc Pouzet: . Clocks as First Class Abstract Types. In Third International Conference on Embedded Software (EMSOFT’03), Philadelphia, Pennsylvania, USA, october 2003.
- 50.** Jean-Louis Colaço, Alain Girault, Grégoire Hamon, and Marc Pouzet: Towards a Higher-order Synchronous Data-flow Language. In ACM Fourth International Conference on Embedded Software (EMSOFT’04), Pisa, Italy, september 2004.

51. Jean-Louis Colaço, Bruno Pagano, and Marc Pouzet: A Conservative Extension of Synchronous Data-flow with State Machines . In ACM International Conference on Embedded Software (EMSOFT'05), Jersey city, New Jersey, USA, September 2005.
52. Kapoor, K., Bowen, J.P.: Experimental evaluation of the variation in effectiveness for dc, fpc and mc/dc test criteria. In: ISESE, pp. 185–194. IEEE Computer Society, Los Alamitos (2003)
53. Katkov M.S., Srisertpol J., Azarov M.M. The Synthesis of the Indirect Adaptive Control System// 5th IF AC Symposium "Nonlinear Control Systems" (NOLCOS 2001), Saint-Petersburg, Russia. 2001. - P. 46-50.
54. Korshunov N. Predicting the flight path of the aircraft during engineless approach / N. Korshunov// Proceeding of the National Aviation University – 2015. – №3. – P. 51 – 54.
55. M.-A. Peraldi-Frati et J. DeAntoni, “Scheduling multi clock real time systems: from requirement to implementation”, in Proceedings of the 2011 14th IEEE International Symposium on Object/ Component/Service-Oriented Real-Time Distributed Computing, 2011, p. 50-57.
56. Maranget, L.: Warnings for pattern matching. Journal of Functional Programming (2007)
57. Marc Pouzet: Towards the Development of a Certified Compiler for Lustre. Workshop SYNCHRON Bamberg, nov. 27th, 2007.
58. MATLAB, “MATLAB User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
59. MATLAB». -СПб.: Изд-во С.-Петерб.ун-та, 2007. С. 175-191
60. Menon, C; Hawkins, R. and McDermid, J.: “Interim Standard of Best Practice on Software in the Context of DS 00-56 Issue 4”, SSEI report SSEIBP- 000001, 2009
61. Ministry of Defence: “Safety Management Requirements for Defence Systems”, Def Stan 00-56, Issue 4, 2007

- 62.** N. Scaife and P. Caspi: “Integrating model-based design and preemptive scheduling in mixed time and event-triggered systems” Euromicro conference on Real-Time Systems (ECRTS'04), Catania, Italy, June 2004
- 63.** Pavlov V. Adaptive algorithm for implementing continuous descent of the aircraft / V. Pavlov, N. Korshunov, A. Kurganskiy // Проблеми інформатизації та управління: науковий журнал. – 2015. – №2 (50). – С. 98 – 101.
- 64.** Pinder S.D. Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System. // Ph.D. thesis. — University of Saskatchewan. — 2002.
- 65.** 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 Catalog Number: CFP15229V-PRT, ISBN:978-1-4673-6566-6. 23 – 25 September 2015, Kyiv. – P. 312 – 315.
- 66.** 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”: IEEE 3rd Catalog Number: CFP1729V-PRT. ISBN:978-1-5386-1816-5. 23 – 17-19 September 2017, Kyiv. – P. 112 – 115.
- 67.** R.W. Schulze-Riegert, J.K. Axmann, O. Haase et al. Evolutionary Algorithms Applied to History Matching of Complex Reservoirs. // SPE Reservoir Evaluation & Engineering. -2002. -p.32-37.
- 68.** 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.
- 69.** 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)– C. 68 – 75.

70. 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)– C. 22 – 26.

71. Reinhard Wilhelm, Jakob Engblom, Andreas Ermedahl, Niklas Holsti, Stephan Thesing, David Whalley, Guillem Bernat, Christian Ferdinand, Reinhold Heckmann, Tulika Mitra, Frank Mueller, Isabelle Puaut, Peter Puschner, Jan Staschulat, and Per Stenström. The worst-case execution time problem – overview of methods and survey of tools. ACM Transactions on Embedded Computing Systems, 5:1–47, 2007.

72. Ridderhof, W.; Gross, H.-G. and Doerr, H: “Establishing Evidence for Safety Cases in Automotive Systems – A Case Study”, Proceedings of SAFECOMP 2007, LNCS 4680, 2007, pp 1-13

73. RTCA DO-178C Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, cRTCA, Inc. Washington, DC USA, December 13, 2011.

74. RTCA DO-254 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware ©, cRTCA, Inc. Washington DC, USA, April 19, 2000.

75. RTCA DO-330 Software Tool Qualification Considerations, cRTCA, Inc. Washington DC USA, December 13, 2011.

76. RTCA DO-331 Model-Based Development and Verification Supplement to DO-178C and DO-278A, cRTCA, Inc. Washington DC, USA, December 13, 2011.

77. RTCA DO-332 Object-Oriented Technology and Related Techniques Supplement to DO-178C and DO-278A, cRTCA, Inc. Washington DC, USA, December 13, 2011.

78. RTCA DO-333 Formal Methods Supplement to DO-178C and DO-278A, cRTCA, Inc. Washington DC, USA, December 13, 2011.

- 79.** SAE ARP-4754 Certification Considerations for Highly-Integrated Or Complex Aircraft Systems, cSAE Aerospace, London, United Kingdom, December, 2010.
- 80.** Easy Access Rules for All Weather Operations (CS-AWO). – Cologne: EASA, 2018. – P. 83.
- 81.** Seanor B., Song Y., Napolitano M., Campa G. Comparison of On-line and Off-line Parameter Estimation Techniques using the NASA F/A-18 HARV Flight Data//AIAA Journal. 2001. - Vol. 41. - P.35-39
- 82.** Sharma M., Calise A. J., Lee S. Development of a Reconfigurable Flight Control Law for the X-36 Tailless Fighter Aircraft// Proc. of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, TV 3940, Denver, USA. -2000. P. 23-29
- 83.** Shelby S. Brunke, Mark E. Campbell. Identification and tracking for autonomous control// IEEE: Transactions on Control Systems Technology. -2000. Vol. 7. - P. 117-125
- 84.** Shevchenko A .M. Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain. Sept. 5 – 8, 2011. P. 1 – 5 <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/>.
- 85.** Simulink, “Simulink User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
- 86.** Simulink, Control Design, “Simulink Control Design User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
- 87.** Siwakosit W., Hess R.A. Multi-Input/Multi-Output Reconfigurable Flight Control Design //AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2001. - Vol. 24. -P.57-59
- 88.** Song Y., Campa G., Napolitano M., Seanor B., Perhinschi M.G. Comparison of On-Line Parameter Estimation Techniques Within a Fault Tolerant Flight Control System//AIAA Journal on Guidance, Control and Dynamics. 2001. - P. 35-37
- 89.** Starynkevitch, B.: OCamljit - a faster Just-In-Time Ocaml implementation. In: Workshop MetaOcaml (June 2004)

- 90.** Zeigler B. P. Object-Oriented Simulation with Hierarchical, Modular Models- Tucson (USA): University of Arizona, Department of Electrical and Computer Engineering, 2000 35 lp.
- 91.** А.Л.Фрадков. Кибернетическая физика: принципы и примеры. -СПб.: Наука, 2003. -208 с.
- 92.** А.Никитин А.В. Синтез непрерывных САУ с алгебраическими нелинейностями методом ортогональных проекций // Тез. докл. 5-я научная сессия аспирантов и соискателей СПбГУАП, 8-12 апреля 2002г. Санкт-Петербург,2002-С. 103-107.
- 93.** Азаров М. М. Синтез системы параметрической идентификации и адаптивного оценивания вектора состояния летательного аппарата : дис. . канд. техн. наук. СПб., 2006, 173 с.
- 94.** Азаров М.М. Синтез системы параметрической идентификации и адаптивного оценивания вектора состояния летательного аппарата : автореф. дис. канд. техн. наук. СПб, 2006. 32 с
- 95.** Азаров М.М. Система идентификации нестационарного объекта с моделью на базе фильтра Калмана-Бьюси//Четвертая научная сессия аспирантов и соискателей ГУАП: сборник докладов. СПб: СПбГУАП, 2001. - С. 81-83.
- 96.** Антонов В.Н., Терехов В.А., Тюкин И.Ю. Адаптивное управление в технических системах. СПб.: Изд-во С.- Петербургского университета, 2001. - 236с
- 97.** Б.Р. Андриевский, Ф.Л. Фрадков. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке MATLAB. СПб.: Наука, 2000. -475 с.
- 98.** Борисов В. Г., Павлов Б. В., Шевченко А. М. Средства информационной поддержки пилота в нештатных ситуациях // Матер. 7-й науч.-техн. конф. «Мехатроника, автоматизация, управление». СПб. ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2010. С. 74 – 77.

- 99.** Глубокая М.Г. Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета. // Техника воздушного флота, т. LXXXII, 1 (690), 2008 — С. 21—30.
- 100.** Гребенкин А.В. Реализация системы активной коррекции траектории полета (САКТП) на самолете Ту-334. V Международная научно – техническая конференция. Чкаловские чтения. Сборник материалов. — Егорьевск: ЕАТК ГА, 2004, – 258 с.
- 101.** Гребенкин А.В., Рисухин В.Н. Реализация концепции многорежимного активного помощника пилота. Научный вестник МГТУ ГА №50. Серия «Аэродинамики и прочность» — Москва: МГТУ ГА, 2002. 84-89 с.
- 102.** Д.А. Никифорова, О.В.Надеждин, М.С.Катков. Исследование алгоритмов непараметрической идентификации объектов управления методами Гаусса и Ньютона. // Восьмая научная сессия ГУАП: Сборник докладов. СПб:СПбГУАП, 2005. -С.15-18
- 103.** Завершинский В.В. Устройство для предотвращения выкатывания воздушных судов за пределы взлетно-посадочной полосы. // Российская Федерация. Патент RU2373115, В64D45/00 . Заявка: 2008104973/11, 11.02.2008 (24). Опубликовано: 20.11.2009 (56).
- 104.** И.В.Мирошник, В.О.Никифоров, А.Л.Фрадков. Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. -СПб.: Наука, 2000. 562 с.
- 105.** Катков М.С., Азаров М.М. Система параметрической идентификации математической модели движения самолета// Конгресс-2000 "Фундаментальные проблемы естествознания и техники", Санкт-Петербург: Сб.трудов. 2001 - Вып. 23. -С.511-518.
- 106.** Катков М.С., Азаров М.М. Исследование системы автоматического управления с адаптивной коррекцией параметров объекта управления// II международный симпозиум "Аэрокосмические приборные технологии": Сборник материалов. -СПб, 2002, С. 24-27.

- 107.** Коршунов М.В. Использование адаптивных алгоритмов при расчете прогнозируемой траектории снижения самолета / М.В. Коршунов, В.В. Павлов // Проблемы развития глобальной системы связи, навигации, наблюдения и организации воздушного движения CNS/ATM: Научно-техническая конференция, 17 – 19 ноября 2014 г., м. Киев, тезисы докладов. – К.: НАУ, 2014. –С. 121.
- 108.** Кофман В.Д., Полтавец В.А., Теймуразов Р.А. Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов. // Проблемы безопасности полетов. 2006. 1. С. 6-15.
- 109.** Крюков С. П., Бодрунов С. Д., Александровская Л. Н., Аронов И. З., Захаревич А. П., Кузнецов А. Г., Кушельман В. Я. Методы анализа и оценивания рисков в задачах менеджмента безопасности сложных технических систем. СПб.: Корпорация «Аэрокосмическое оборудование», 2007.
- 110.** КТ-178С. Квалификационные требования. Вопросы программного обеспечения при сертификации бортовой аппаратуры и систем, 2011.
- 111.** Кузнецов А. Г., Александровская Л. Н. Непараметрические методы «измерения» малых рисков в задачах оценки соответствия требований к безопасности автоматической посадки самолетов нормам летной годности // Труды МИЭА, вып. 3: М., 2011.
- 112.** Кузнецов А. Г., Александровская Л. Н. Параметрические методы «измерения» малых рисков в задачах оценки соответствия требований к безопасности автоматической посадки самолетов нормам летной годности. Труды МИЭА, вып. 3: М., 2011.
- 113.** Надеждин О.В. Идентификация стационарного нелинейного объекта управления, // Междун. школа-семинар БИКАМП-03: Сб.трудов. - СПб:СПбГУАП, 2003. -с. 65-67
- 114.** Надеждин О.В. Координатно-параметрическая идентификация динамической системы с векторными входом и выходом.// Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2009. №6. с.50-63

- 115.** Надеждин О.В., Гагарин А.В. Параметрическая идентификация динамического объекта с векторными входом и выходом // Десятая научная сессия ГУАП: Сборник докладов. СПб:СПбГУ АП, 2007. - С.
- 116.** Никитин А.В. Синтез линейных нестационарных импульсных САУ обобщённым методом Галёркина // Тез. докл. 4-я научная сессия аспирантов и соискателей СПбГУАП, 26-30 марта 2001г. Санкт-Петербург, 2001 - С. 137-139.
- 117.** Никитин А.В. Синтез нелинейных систем автоматического управления со степенными нелинейными характеристиками // Тез. докл. 6-я научная сессия аспирантов и соискателей СПбГУАП, 7-11 апреля 2003г. Санкт-Петербург, 2003-С. 126-129.
- 118.** Никитин А.В., Шишлаков В. Ф. Параметрический синтез систем экстремального регулирования ТК транспортного средства // Известия ВУЗов «Приборостроение», 2003, 7с.
- 119.** Никитин А.В., Шишлаков В.Ф. Параметрический синтез САУ с несимметричными характеристиками нелинейных элементов / СПбГУАП. СПб, 2002. Деп. в ВИНТИ.
- 120.** Никитин А.В., Шишлаков В.Ф. Синтез дискретных САУ с алгебраическими нелинейностями методом ортогональных проекций / СПбГУАП. СПб., 2002. Деп. в ВИНТИ 12.07.02., №1318-В2002. 12 с.
- 121.** Никитин А.В., Шишлаков В.Ф. Синтез нелинейных систем автоматического управления при программных движениях произвольного вида / СПбГУАП. СПб., 2001. Деп. в ВИНТИ 25.12.01., №2667-В2001. 16 с.
- 122.** Никитин А.В., Шишлаков В.Ф. Синтез непрерывных САУ с алгебраическими нелинейностями методом ортогональных проекций / СПбГУАП. СПб., 2001. Деп. в ВИНТИ 25.12.01, №2668-В2001. 14 с.
- 123.** Никитин А.В., Шишлаков В.Ф., Моделирование и параметрический синтез дискретно-непрерывных систем управления // Тез. докл. 6-я научная

конференция «Нелинейные колебания механических систем», 16-19 сентября 2002г. Нижний Новгород, 2002. - С.160-161.

124. О.В. Надеждин, Д.А.Никифорова, М.С.Катков. Синтез астатических регуляторов нелинейными объектами модальным методом с линеаризацией обратной связью. // Восьмая научная сессия ГУАП: Сборник докладов. СПб:СПбГУАП, 2005. -С. 44-48

125. Павлов Б.В., Шевченко А.М. Средства информационной поддержки пилота на этапах взлета и посадки. // Известия Южного федерального университета. Технические науки. — Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2011, 3, С. 206- 214.

126. Павлов Б.В., Шевченко А.М., Начинкина Г.Н. Энергетический подход и его использование для проектирования систем управления полетом. // Российско-американский научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем», вып. 2 (16), том 8. 2003. С.24—43.

127. Паршева Е.А. Адаптивное и робастное децентрализованное управление многосвязными объектами с односвязными подсистемами: автореф. дис. докт. техн. Наук. Саратов: СГТУ, 2007. -32с.

128. Р4754. Руководство по процессам сертификации высокоинтегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации, 2007.

129. 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.

130. Просви́рин 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.

131. 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.

132. 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.

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

134. Х.Никитин А.В., Шишлаков В.Ф. Параметрический синтез САУ с экстремальными характеристиками / СПбГУАП. СПб., 2002. Деп. в ВИНТИ.

Додаток А.

Список публікацій здобувача 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. Просвирин 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. Просвирин Д.А. Исследование законов автоматического управления пассажирского самолета в режиме «заход на посадку»/ Д.А. Просвирин // 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 XXI 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 aircraft/ 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 «ABIA-2013»: XI Міжнародна науково-технічна конференція, 21 – 23 травня 2013 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 41 – 44.

16. Просвири́н Д.А. Использование модельно-ориентированного подхода и среды SCADE для разработки программного обеспечения аэрокосмических систем/ Д.А. Просвири́н // 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 ХХІ столітті ” – “Безпека в авіації та космічні технології ”: Міжнародна науково-технічна конференція, 23 – 25 вересня 2014 р., м. Київ, тези доповідей. – С. 45 – 48.

18. Просвири́н 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. Київ, тези. – 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.

Додаток Б.

Авторські свідоцтва за результатами дисертаційного дослідження

УКРАЇНА



• ДЕРЖАВНА СЛУЖБА • • ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ •
• ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ •

СВІДОЦТВО
про реєстрацію авторського права на твір

№ 58595

Комп'ютерна програма "Віртуальний пілотажний стенд"
(вид, назва службового твору)

Автор(и) **Просвірін Дмитро Андрійович, Харченко Володимир Петрович**
(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать **Національний авіаційний університет, пр-т
Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680**
(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

Дата реєстрації 12.02.2015

Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України
А.Г.Жарінова


М.П. інц.

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ
Україна, 03680, МСП, м. Київ-35,
вул. Урицького, 45
Тел. (044) 494-06-06
Факс (044) 494-06-67
E-mail: post@sips.gov.ua



STATE INTELLECTUAL
PROPERTY SERVICE
OF UKRAINE
Ukraine, 03680, MSP, Kyiv-35,
45, Urytskogo str.
Tel. (044) 494-06-06
Fax (044) 494-06-67
E-mail: post@sips.gov.ua

РІШЕННЯ

ПРО РЕЄСТРАЦІЮ АВТОРСЬКОГО ПРАВА НА ТВІР

Державна служба інтелектуальної власності розглянула заяву
Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03058

(повне ім'я фізичної або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

заявка від 15.12.2014 № 58928

про реєстрацію авторського права на твір і прийняла рішення зареєструвати авторське право на службовий твір **Комп'ютерна програма "Віртуальний пілотажний стенд"; Просвірін Дмитро Андрійович, Харченко Володимир Петрович; Національний авіаційний університет**

(вид, повна, скорочена (за наявності) назва твору, повне ім'я, псевдонім (за наявності) автора (ів), повна офіційна назва роботодавця)

Внесення відомостей до Державного реєстру свідоцтв про реєстрацію авторського права на твір та видача свідоцтва будуть здійснені за умови сплати збору за оформлення і видачу свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір відповідно до п.3 постанови Кабінету Міністрів України від 27 грудня 2001 року № 1756 "Про державну реєстрацію авторського права і договорів, які стосуються права на твір".

Якщо протягом трьох місяців від дати одержання заявником рішення про реєстрацію авторського права на твір Державна служба не одержала документ про сплату збору за оформлення і видачу свідоцтва у розмірі та порядку, визначених законодавством, або копію документа, що підтверджує право на звільнення від сплати зазначеного збору, заявка вважається відхиленою і реєстрація авторського права та публікація відомостей про реєстрацію Державною службою не проводиться.

Голова Державної служби
інтелектуальної власності



А.Г. Жарінова

**ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ**
Україна, 03680, МСП, м. Київ-35,
вул. Урицького, 45
Тел. (044) 494-06-06
Факс (044) 494-06-67
E-mail: post@sips.gov.ua



**STATE INTELLECTUAL
PROPERTY SERVICE
OF UKRAINE**
Ukraine, 03680, MSP, Kyiv-35,
45, Urytskogo str.
Tel. (044) 494-06-06
Fax (044) 494-06-67
E-mail: post@sips.gov.ua

Р І Ш Е Н Н Я

ПРО РЕЄСТРАЦІЮ АВТОРСЬКОГО ПРАВА НА ТВІР

Державна служба інтелектуальної власності розглянула заяву
Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680

(повне ім'я фізичної або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

заявка від 05.11.2014 № 58292

про реєстрацію авторського права на твір і прийняла рішення зареєструвати авторське право на службовий твір **Комп'ютерна програмна "Аналіз та оцінка польотних даних літака"; Просвірін Дмитро Андрійович, Харченко Володимир Петрович; Національний авіаційний університет**

(вид, повна, скорочена (за наявності) назва твору, повне ім'я, псевдонім (за наявності) автора (ів), повна офіційна назва роботодавця)

Внесення відомостей до Державного реєстру свідоцтв про реєстрацію авторського права на твір та видача свідоцтва будуть здійснені за умови сплати збору за оформлення і видачу свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір відповідно до п.3 постанови Кабінету Міністрів України від 27 грудня 2001 року № 1756 "Про державну реєстрацію авторського права і договорів, які стосуються права на твір".

Якщо протягом трьох місяців від дати одержання заявником рішення про реєстрацію авторського права на твір Державна служба не одержала документ про сплату збору за оформлення і видачу свідоцтва у розмірі та порядку, визначених законодавством, або копію документа, що підтверджує право на звільнення від сплати зазначеного збору, заявка вважається відхиленою і реєстрація авторського права та публікація відомостей про реєстрацію Державною службою не проводиться.

Голова Державної служби
інтелектуальної власності



А.Г. Жарінова

**ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ**

Україна, 03680, МСП, м. Київ-35,
вул. Урицького, 45
Тел. (044) 494-06-06
Факс (044) 494-06-67
E-mail: post@sips.gov.ua



**STATE INTELLECTUAL
PROPERTY SERVICE
OF UKRAINE**

Ukraine, 03680, MSP, Kyiv-35,
45, Urytskogo str.
Tel. (044) 494-06-06
Fax (044) 494-06-67
E-mail: post@sips.gov.ua

Р І Ш Е Н Н Я

ПРО РЕЄСТРАЦІЮ АВТОРСЬКОГО ПРАВА НА ТВІР

Державна служба інтелектуальної власності розглянула заяву
Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680

(повне ім'я фізичної або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

заявка від 03.11.2014 № 58293

про реєстрацію авторського права на твір і прийняла рішення зареєструвати авторське право на службовий твір **Комп'ютерна програма "Математичне моделювання контуру "літак-система автоматичного керування"; Просвірін Дмитро Андрійович, Харченко Володимир Петрович; Національний авіаційний університет**

(вид, повна, скорочена (за наявності) назва твору, повне ім'я, псевдонім (за наявності) автора (ів), повна офіційна назва роботодавця)

Внесення відомостей до Державного реєстру свідоцтв про реєстрацію авторського права на твір та видача свідоцтва будуть здійснені за умови сплати збору за оформлення і видачу свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір відповідно до п.3 постанови Кабінету Міністрів України від 27 грудня 2001 року № 1756 "Про державну реєстрацію авторського права і договорів, які стосуються права на твір".

Якщо протягом трьох місяців від дати одержання заявником рішення про реєстрацію авторського права на твір Державна служба не одержала документ про сплату збору за оформлення і видачу свідоцтва у розмірі та порядку, визначених законодавством, або копію документа, що підтверджує право на звільнення від сплати зазначеного збору, заявка вважається відхиленою і реєстрація авторського права та публікація відомостей про реєстрацію Державною службою не проводиться.

Голова Державної служби
інтелектуальної власності



А.Г. Жарінова



(11) **126040**(19) **UA**(51) МПК (2018.01)
B64D 43/00
B64D 45/00

(21) Номер заявки: **u 2017 04228**

(22) Дата подання заявки: **28.04.2017**

(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: **11.06.2018**

(46) Дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня: **11.06.2018, Бюл. № 11**

(72) Винахідники:
Харченко Володимир Петрович, UA,
Коршунов Микола В'ячеславович, UA,
Просвірін Дмитро Андрійович, UA

(73) Власник:
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ,
просп. Комарова, 1, м. Київ,
03680, UA

(54) Назва корисної моделі:

КАБІНА ЛІТАКА, ЩО ОСНАЩЕНА БЛОКОМ АДАПТИВНОГО КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ ЛІТАКА У ВЕРТИКАЛЬНІЙ ПЛОЩИНІ

(57) Формула корисної моделі:

Кабіна літака, яка містить два прилади індикації навігаційного оточення, виконані у вигляді багатофункціональних рідинно-кристалічних індикаторів і закріплені консольно над дошками приладів першого та другого пілотів і центральною дошкою приладів бортінженера, один прилад навігаційного оточення, виконаний у вигляді багатофункціонального рідинно-кристалічного індикатора і розташований з метою огляду з крісла штурмана, а також пристрій підготовки та забезпечення індикації, зв'язаний з усіма приладами індикації навігаційного оточення, керуючою обчислювальною системою літака, з метеонавігаційною радіолокаційною станцією, єдиною системою раннього попередження близькості землі і небезпечного зближення літаків у повітрі, причому пристрій підготовки та забезпечення індикації зв'язаний з керуючою обчислювальною системою, виконаною з метою сполучення поточної інформації на приладах індикації навігаційного оточення шляхом накладення за побажанням льотчика або штурмана інформації від метеонавігаційної радіолокаційної станції або інформації від єдиної системи раннього попередження близькості землі і небезпечного зближення літаків у повітрі, яка **відрізняється** тим, що кабіна має обчислювальний блок адаптивного керування польотом літака у вертикальній площині, здатний формувати інформацію про вертикальну траєкторію польоту літака та зв'язаний з пристроєм підготовки та забезпечення індикації з метою сполучення поточної інформації про навігаційну ситуацію у вертикальній площині та про навігаційну ситуацію у горизонтальній площині на приладах індикації навігаційного оточення шляхом накладення за побажанням льотчика або штурмана інформації від обчислювального блока адаптивного керування польотом літака у вертикальній площині.

Додаток В.

Акти про впровадження результатів дисертаційного дослідження



ESTEREL
Technologies

DEPUTY CHIEF DESIGNER
ANTONOV COMPANY

TECHNICAL DIRECTOR
ESTEREL TECHNOLOGIES



[Handwritten signature]
D. V. Pilychov

[Handwritten signature]
Aubanel Monnier

STATEMENT

Implementation of dissertation research results by Prosvirin Dmitry Andreyevich
(Просвірин Дмитрій Андреевич)

Results of dissertation research by Prosvirin Dmitry Andreyevich (Просвірин Дмитрій Андреевич) used in a joint project of Antonov Company and Esterel Technologies - «Application of Model-Based Approach and complex SCADA to develop embedded software safety-critical aerospace systems" in the design of the primary flight display frame of electronic flight instrument system during execution of the following tasks:

- Creation of virtual bench of AN-178 aircraft, intended for the design and analysis of various test scenarios, as well as for the processing of real flight data;
- Development of methodology for assessing the operating logic of the automatic flight control system in the form of the signal of being prepared and executed control modes for indication in electronic flight instrument system.

Use of mentioned results in the activity of Antonov Company allow to:

- improve the efficiency of development and debugging of automatic flight control systems, electronic flight instrument systems and alarm systems algorithms;
- improve the quality and reliability of algorithms for systems which are being developed;
- perform automatic generation of evidentiary documentation for the software certification;
- provide significant savings of time, manpower and as a result financial resources saving to carry out mentioned works.

Siège social :
Parc Euclide
8, rue Blaise Pascal
78990 Elancourt
Tél.: +33 1 30 68 61 60
Fax: +33 1 30 68 61 61
www.esterel-technologies.com

Recherche & Développement
Consulting & Services
Twins 1,
679, avenue Dr Julien
Lefèbvre
06270 Villeneuve Loubet
Tél.: +33 4 92 02 40 40
Fax: +33 4 92 02 40 64

Park Avenue,
9, rue Michel Labrousse
31100 Toulouse
Tél.: +33 5 34 60 90 40
Fax: +33 5 34 60 90 41

SA au capital de 6 064 349
Euros R.C.S. Versailles B 429
612 351
SIRET 429 612 351 00040
Code APE 5829 B
TVA intracommunautaire :
FR 05 429 612 351

ВД 013860 *

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО

АНТОНОВ®

Вул. Академіка Туполева, 1, м.Київ,
03062 Україна
Факс: 38(044) 400-81-44, тел. 454-31-49
Тел: 38(044) 454-32-33 довідкова
E-mail: info@antonov.com

ЗАТВЕРДЖУЮ
Зас. Головного конструктора
Начальник відділення бортового
радіоелектронного обладнання
О.В. Філічев
« 29 » 12 2011

**АКТ**

Впровадження результатів наукових досліджень здобувача Національного авіаційного університету **Просвіріна Дмитра Андрійовича**

Результати наукових досліджень **Просвіріна Дмитра Андрійовича**, пов'язані з розробкою програми математичного моделювання режимів роботи системи автоматичного керування, використані у діяльності державного підприємства «**Антонов**» та полягають у наступному:

1. Розробка методики математичного моделювання системи автоматичного керування літаків Ан-148, Ан-158.
2. Розробка програми математичного моделювання режимів роботи контурів автоматичного керування літаків Ан-148, Ан-158.
3. Математичне моделювання режимів стабілізації тангажу, курсу, крену, висоти польоту, а також автоматичному заході на посадку літака Ан-158.

Це дало змогу підвищити точність та ефективність обробки результатів математичного моделювання контуру «літак-система автоматичного керування» та застосувати вищевказані дані у алгоритмі роботи системи автоматичного керування літаком та її дослідженні.

Порівняння результатів обробки даних з даними статистичного моделювання, напівнатурного моделювання на дослідному пілотажному стенді ИПС-148 та натурних випробовувань літаків Ан-148, Ан-158 підтверджують достовірність отриманих результатів.

Впровадженні наукові результати та досягнутий фактичний ефект полягають у наступному:


Найменування впровадженого результату НДР (приклад, технологічний процес, метод, методика, рекомендації, технологічні вимоги та ін.)	Досягнутий фактичний ефект (соціальний, технічний, організаційний та ін.)
1. Науково-технічний звіт 148.00.1601.124Д1 2. Науково-технічний звіт 148.00.1601.232Д 3. Науково-технічний звіт 148.00.1601.240Д1 4. Науково-технічний звіт 148.00.1601.241Д1	Розробка програми, проведення випробувань, аналіз отриманих матеріалів, формування технічних рішень по забезпеченню на літаках Ан-148, Ан-158 аеропружньої стійкості контуру «літак-система автоматичного керування (САК)» оформлення спільно з науково-

Відповідаючи, посилайтесь на наш № _____ Виконавець _____ Тел. _____

5. Висновок № 148.00.1601.241 Дб	дослідними інститутами Висновку по аеропружній стійкості літаків Ан-148, Ан-158. Розробка програми математичного моделювання режимів роботи контурів автоматичного керування. Математичне моделювання режимів стабілізації тангажу, курсу, крену, висоти польоту, а також автоматичного заходу на посадку літаків Ан-148, Ан-158.
6. Висновок № 148.00.1601.189 Дб	

Акт не є основою для винагороди за впровадження та інших авторських винагород і призначений для пред'явлення в спеціалізовану вчену раду.

Начальник відділу пілотажно-навігаційного
обладнання та кабіни екіпажу


О.Г. Кулік
«07» 12 2011 р.

Начальник відділення експериментально-дослідних
робіт, начальник відділу тренажерів


О.Ю. Курганський
«29» 12 2011 р.

ВД 013845 *

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО

АНТОНОВ®

Бул. Академіка Туполєва, 1, м.Київ,
03062 Україна
Факс: 38(044) 400-81-44, тел. 454-31-49
Тел: 38(044) 454-32-33 довідкова
E-mail: info@antonov.com

ЗАТВЕРДЖУЮ

Перший віце-Президент
Головний конструктор
ДП «АНТОНОВ»

к.т.н. Г.І. Рудюк

« 20 10 » 2020 р.

Акт

впровадження результатів наукових досліджень здобувача
Національного авіаційного університету **Просвіріна Дмитра Андрійовича**

Впровадження результатів наукових досліджень Просвіріна Дмитра Андрійовича у діяльності державного підприємства «Антонов» полягають у наступному:

1. Розробка програми математичного моделювання неточного заходу на посадку з неперервним зниженням на кінцевій ділянці з використанням траєкторних режимів системи автоматичного керування.
2. Розробка спеціалізованої комп'ютерної програми для обробки польотних даних з можливістю візуалізації пілотажно-навігаційної інформації на прототипі комплексного пілотажного індикатора літаків Ан-148, Ан-178, Ан-70.

Використання вказаних результатів у діяльності державного підприємства «Антонов» дозволило: підвищити ефективність розробки й налагодження алгоритмів функціонування систем автоматичного керування та індикації.

Акт призначений для пред'явлення в спеціалізовану вчену раду

Зас. Головного конструктора
Начальник відділення бортового
радіоелектронного обладнання

 О.В. Філічев

« »

Начальник відділу пілотажно-
навігаційного обладнання та кабіни
екіпажу

 О.Г. Кулик

« »

Начальник відділення експериментально -
дослідних робіт та відділу тренажерів

 О.Ю. Курганський

« »

Відповідаючи, посилайтесь на наш № _____ Виконавець _____ Тел. _____



ХАРТРОН

Науково-виробниче підприємство
ХАРТРОН-АРКОС ЛТД
 Україна, 61070, м. Харків, а/с 9971
 Факс (057) 315-43-49
 E-mail: info@harttron-arkos.kharkov.ua

ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний конструктор
 НВП ХАРТРОН-АРКОС

к.т.н. А.М. Калногуз

«29» 12 2020 р.



Акт

впровадження результатів наукових досліджень здобувача
 Національного авіаційного університету
Просвіріна Дмитра Андрійовича

Даним актом засвідчується, що в рамках робіт по створенню системи автоматичного керування безпілотними апаратами та для літаків Ан-148, Ан-158, Ан-178, результати наукових досліджень Просвіріна Дмитра Андрійовича було впроваджено у діяльності НВП ХАРТРОН-АРКОС.

Зокрема, практичне застосування мають науково-методичні підходи, запропоновані автором у дисертаційному дослідженні, які було використано при розробці програми імітаційного моделювання оптимальної системи автоматичного керування та аналізі результатів моделювання процесів керування польотом повітряного судна при різних видах законів керування в умовах вітрових збурень, моментних збурень та турбулентної атмосфери.


Використання вказаних результатів у діяльності НВП ХАРТРОН-АРКОС дозволило підвищити ефективність розробки й налагодження законів автоматичного керування та алгоритмів функціонування систем автоматичного керування повітряного судна.

Акт складено без фінансових зобов'язань перед автором дослідження.

Начальник відділу

С.В. Олійник

ЗАТВЕРДЖУЮ
В.о проректора з науково-педагогічної роботи


Т.В. Іванова
«15» 10 2015 р.

АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів науково-дослідної роботи
в навчальний процес
Національного авіаційного університету

Ми, що нижче підписалися, директор Навчально-наукового інституту аеронавігації д.т.н., с.н.с. Чепіженко В.І., завідувач кафедри аеронавігаційних систем д.т.н., доцент. Шмельова Т.Ф., вчений секретар кафедри аеронавігаційних систем Богуненко М.М. склали даний акт про те, що результати кандидатської дисертаційної роботи аспіранта Просвіріна Дмитра Андрійовича використовуються у навчальному процесі Національного авіаційного університету на кафедрі аеронавігаційних систем при проведенні навчальних занять за дисципліною «Комп'ютеризовані бортові системи керування польотом» для студентів, що навчаються за напрямом 6.070102 «Аеронавігація».

Вид результату, що впроваджено в навчальний процес:

1. Методика аналізу системи автоматичного керування повітряного судна в режимах стабілізації тангажу, крену, висоти польоту і приладової швидкості, а також автоматичного заходу на посадку.
2. Структура контуру автоматичного керування повітряного судна на етапі виходу на курсову зону з вільним кутом підходу до злітно-посадкової смуги.
3. Алгоритми автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС.

Форма впровадження:

- Розділ 3.2 «Автоматичне керування боковим та поздовжнім рухом літального апарату» конспект лекцій з дисципліни «Комп'ютеризовані бортові системи керування польотом».

Ефект від впровадження:

1. Підвищення якості навчання та поглиблення рівня знань щодо розвитку сучасних світових тенденцій синтезу систем автоматичного керування літальних апаратів в середовищі CNS/ATM.
2. Підвищення продуктивності навчального процесу та системного розуміння сучасних концепцій розвитку авіатранспортної галузі.

Директор НН ІАН

Завідувач кафедри АНС

Вчений секретар кафедри АНС



Чепіженко В.І.

Шмельова Т.Ф.

Богуненко М.М.

ПОГОДЖЕНО
В.о проректора з науково-педагогічної роботи
Т.В. Іванова

« 05 » 10 2015р.

ЗАТВЕРДЖУЮ
Проректор з наукової роботи
В.П. Харченко

« 05 » 10 2015р.

АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів науково-дослідної роботи
в навчальний процес
Національного авіаційного університету

Ми, що нижче підписалися, директор Навчально-наукового інституту аеронавігації д.т.н., с.н.с. Чепіженко В.І., завідувач кафедри аеронавігаційних систем д.т.н., доцент. Шмельова Т.Ф., склали даний акт про те, що результати кандидатської дисертаційної роботи аспіранта Просвіріна Дмитра Андрійовича впроваджено у науково-навчальний процес Національного авіаційного університету, кафедри аеронавігаційних систем.

Вид результату, що впроваджено в навчальний процес:

1. Методика синтезу системи автоматичного керування літального апарату в режимах стабілізації тангажу, крену, висоти польоту і приладової швидкості, а також автоматичного заходу на посадку.
2. Модельно-орієнтована технологія розробки програмного забезпечення аеронавігаційних систем у відповідності до стандарту RTCA DO-178B/C (вимоги до розробки програмного забезпечення аеронавігаційних систем з критичними вимогами по безпеці).

Форма впровадження:

- НДР 0115U0024623. Звіт № 987-ДБ15 з науково-дослідної роботи «Методологія ситуаційного колективного управління пілотованими і безпілотними літальними апаратами в єдиному повітряному просторі» в частині розробки методів створення, аналізу та верифікації програмного забезпечення систем управління безпілотних літальних апаратів (БПЛА) на всіх етапах життєвого циклу БПЛА.

Ефект від впровадження:

- Впровадження зазначених науково-навчальних матеріалів дозволило забезпечити виконання НДР 0115U0024623 в частині обґрунтування необхідності застосування запропонованого модельно-орієнтованого підходу до розробки програмного забезпечення авіаційної техніки з критичними вимогами по безпеці на прикладі БПЛА.

Директор НН ІАН

Завідувач кафедри АНС



Чепіженко В.І.

Шмельова Т.Ф.

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
АНТОНОВ[®]

вул. Академіка Туполева, 1, м.Київ,
03062 Україна
Факс: 38(044) 400-81-44,
Тел: 38(044) 454-32-33, 454-31-49
E-mail: info@antonov.com
Код ЄДРПОУ 14307529



COMPANY
ANTONOV[®]

вул. Akademika Tupoleva, 1, Kyiv,
03062 Ukraine
Fax: 38(044) 400-81-44
Phone: 38(044) 454-31-49
Phone: 38(044) 454-32-33
E-mail: info@antonov.com

НАЧАЛЬНИК ЦЕНТРУ ПІДГОТОВКИ ЛЬОТНОГО СКЛАДУ

ЗАТВЕРДЖУЮ

ДП "АНТОНОВ"

О.Н. КРУЦ

2017 р.

АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

результатів науково-дослідної роботи
в навчальний процес

Центру підготовки льотного складу ДП "Антонов"

Даний акт складено про те, що результати кандидатської дисертаційної роботи аспіранта Просвірина Дмитра Андрійовича використовуються у навчальному процесі Центру підготовки льотного складу ДП "Антонов" при проведенні навчальних занять серед льотного та інженерно-технічного складу по системам автоматичного керування літаків Ан-148/158/178 та Ан-70.

Вид результату, що впроваджено в навчальний процес:

1. Інструкції з експлуатації систем автоматичного керування.
2. Методика аналізу, обробки даних системи автоматичного керування повітряного судна в різних режимах роботи.
3. Алгоритми автоматичного керування повітряного судна на різних етапах польоту.

Форма впровадження:

- Конспект лекцій з дисципліни «Системи автоматичного керування літаків».
- Віртуальний пілотажний стенд для аналізу роботи та обробки даних системи автоматичного керування та системи екранної індикації.

Ефект від впровадження:

1. Підвищення продуктивності навчального процесу та системного розуміння сучасних тенденцій розвитку технологічних процесів авіатранспортної галузі.
2. Підвищення якості навчання та поглиблення рівня знань щодо процесу створення, експлуатації, аналізу існуючих систем автоматичного керування та розвитку сучасних світових тенденцій розробки та синтезу систем автоматичного керування літальних апаратів.

Заст. Начальника центру підготовки льотного складу
ДП "Антонов"

КОШИЦЬКИЙ Я. І.

ЛВ

✱

005020

ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО

АНТОНОВ[®]

Вул. Академіка Туполева, 1, м.Київ,
03062 Україна
Факс: 38(044) 400-81-44 , тел. 454-31-49
Тел: 38(044) 454-32-33 довідкова
E-mail: info@antonov.com

22.11.13р. № 49/10197

На № _____ від _____

ЗАТВЕРДЖУЮ

Перший віце-Президент
Головний конструктор
ДП «АНТОНОВ»
Ідентифікаційний код №1
14307329

2013р


Акт

впровадження результатів наукових досліджень
здобувача Національного авіаційного університету
Просвіріна Дмитра Андрійовича

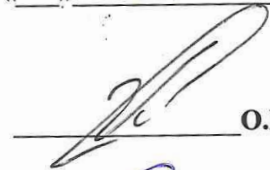
Впровадження результатів наукових досліджень Просвіріна Дмитра Андрійовича пов'язані з розробкою програми математичного моделювання неточного заходу на посадку з неперервним зниженням на кінцевій ділянці з використанням траєкторних режимів системи автоматичного керування, розробкою спеціалізованої комп'ютерної програми для обробки польотних даних з можливістю візуалізації пілотажно-навігаційної інформації на прототипі комплексного пілотажного індикатора літаків Ан-148, Ан-178, Ан-70 використані у діяльності Державного підприємства «АНТОНОВ»

Акт призначений для пред'явлення в спеціалізовану вчену раду

Зас. Головного конструктора
Начальник відділення бортового
радіоелектронного обладнання


О.В. Філічев
«23» 11 2013

Начальник відділу пілотажно-
навігаційного обладнання та кабіни
екіпажу


О.Г. Кулик
«22» 11 2013

Начальник відділення експериментально -
дослідних робіт та відділу тренажерів


О.Ю. Курганський
«22» 11 2013

006736 К