

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**ГРИЩЕНКО ЮРІЙ ВІТАЛІЙОВИЧ**

УДК 681.5.032: 629.735.083 (043.3)

**МЕТОДИ ОЦІНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ЕРГАТИЧНИХ СИСТЕМ  
УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ**

Спеціальність 05.22.20 – Експлуатація та ремонт засобів транспорту

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

Київ – 2021

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано в Національному авіаційному університеті Міністерства освіти і науки України.

Науковий консультант: доктор технічних наук, доцент, старший науковий співробітник

**Павлова Світлана Вадимівна,**  
завідувач кафедри авіоніки, Національний авіаційний університет, м. Київ;

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор

**Ковальов Юрій Миколайович,**

завідувач кафедри промислового дизайну та комп'ютерних технологій, Київська державна академія декоративно-прикладного мистецтва та дизайну ім. М. Бойчука, м. Київ;

доктор технічних наук, професор

**Кравченко Юрій Васильович,**

завідувач кафедри мережевих та інтернет технологій, Київський національний університет імені Тараса Шевченка, м. Київ;

доктор технічних наук, професор

**Байбуз Олег Григорович,**

завідувач кафедри математичного забезпечення ЕОМ, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, м. Дніпро.

Захист відбудеться «1» квітня 2021 р. о 16<sup>00</sup> на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.03 в Національному авіаційному університеті за адресою: 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1, корп. 1, ауд.1.001.

Із дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, проспект Любомира Гузара, 1.

Автореферат розіслано «26» лютого 2021 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради



Н.С. Кузьменко

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

### Обґрунтування вибору теми дослідження

Регулярність авіаційних перевезень авіакомпанією є гарантією її розвитку. Одну із складових успішності цього процесу становить безпека польотів. Авіаційні події можуть дуже негативно відбитися навіть на існуванні компанії.

Для забезпечення безпеки та регулярності польотів повітряних суден в цивільній та військовій авіації необхідна ефективність функціонування ергатичних і інтелектуальних систем, вивчення впливу експлуатаційних факторів на показники роботи засобів транспорту.

Велику роль в запобіганні подібних ситуацій відіграє надійність техніки і підготовка авіаційного персоналу. На людський фактор припадає значна частка авіаційних подій. Цьому питанню приділяється велика увага міжнародними організаціями цивільної авіації. Відмови або перебої в системах авіоніки, при яких політ залишається керованим, негативно впливають на якість техніки пілотування. Це пов'язано з підвищенням психофізіологічної напруженості людини-оператора. В цьому випадку часто відбувається збільшення параметрів польоту і спостерігаються неадекватні дії екіпажу. Незважаючи на велику роботу спеціалістів по підготовці льотного складу, це питання вивчено недостатньо. На жаль, із-за цього відбуваються катастрофи.

На комплексному тренажері відпрацьовуються конкретні дії екіпажу. Це необхідно. Проте всі одночасні відмови чи перебої передбачити неможливо. Завдання полягає в навчанні пілотів у стані підвищеної психофізіологічної напруженості або стресу протидіяти створенню ними збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна (ЗАППС) і не здійснювати алогічні дії. В більшості особливих випадків польоту управляючі дії пілота інваріантні зміні параметрів польоту літака. При певних алгоритмах аналізу параметрів польоту визначаються оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном. Комплексні тренажери літака дозволяють проводити навчання пілотів протидії негативним факторним накладкам.

Другим комплексом заходів по недопущенню ЗАППС є забезпечення відповідних умов екіпажу. Біля 50% авіаційних подій, пов'язаних з людським фактором, припадають на приземлення і заходження на посадку. Більшість дослідників зосередили свою увагу на глісаді посадки і приземленні. Проте від якості входу в глісаду залежить якість вищезгаданих етапів польоту.

Тому дуже важливими є теоретичні дослідження траєкторій польоту при вході в глісаду під час простих і складних умов польоту. Теоретичні дослідження траєкторії польоту і точності входу в глісаду. Для цього необхідно проаналізувати статистичні дані української авіакомпанії:

– виведення чисельних значень міри впливу своєчасності входу в глісаду літака на якість техніки пілотування на глісаді при випередженні і запізнюванні;

- вивчення методів визначення поліпараметричних меж входу в глісаду по кореляційних функціях для попередження явища збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна при впливі негативних чинників;
- розроблення методів оцінки і прогнозування точності входу в точку глісади, що дозволило б підвищити якість польоту на цьому етапі польоту;
- визначення недоліків у роботі людини-оператора по автокореляційних функціях параметрів польоту та їх спектрах без впливу негативних чинників і з ними;
- рекомендації системи визначення якості польоту по контурах кореляційних полів при порівнянні кута атаки, швидкості та кута крену;
- встановлення небезпечного режиму польоту при відмові одного з датчиків при порівнянні кута атаки та швидкості через систему сповіщення.

З огляду на зазначене актуальною є розв'язування науково-технічної проблеми – оцінка впливу негативних експлуатаційних факторів на показники функціонування ергатичних систем управління повітряним судном та покращення їх характеристик в особливих випадках польоту і точності входу в глісаду.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами**

Тема дисертаційної відповідає Стратегічному плану розвитку авіаційного транспорту на період до 2020 року (Наказ Міністерства інфраструктури України від 21 грудня 2015 року № 546) та Стратегії розвитку авіаційної промисловості на період до 2020 року (Розпорядження Кабінету Міністрів України № 1656 від 27 грудня 2008 року). Дисертаційна робота безпосередньо пов'язана з науковими дослідженнями, які проводяться на кафедрі авіоніки Факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій Національного авіаційного університету та спрямовуються на підвищення ефективності функціонування систем експлуатації наземних засобів аеронавігації. Тема роботи пов'язана з згідно з вимогами Закону України «Про вищу освіту».

Основні наукові результати отримано в рамках наступних науково-дослідних робіт:

1. Науково-дослідної роботи № 1/22.01.05 Розробка та впровадження навчально-методичних комплексів дисциплін кафедри авіоніки згідно з вимогами Закону України «Про вищу освіту» (2014-2016 рр.), де автор був виконавцем роботи.

2. Науково-дослідної роботи № 98/22.01.05 «Дослідження та вдосконалення науково-педагогічних засад і науково-методичного забезпечення освітньої, наукової та інноваційної діяльності кафедри з підготовки фахівців з авіоніки бакалаврського та магістерського рівня згідно з вимогами Закону України «Про вищу освіту» (16-18 рр.), де автор був виконавцем роботи.

Відповідно до вищезгаданих вимог частина результатів досліджень упроваджена в навчальний процес.

**Мета і завдання дослідження.** Мета роботи полягає в покращенні характеристик ергатичних систем управління повітряним судном в особливих випадках польоту і точності входу в глісаду.

Для здійснення поставленої мети потрібно було розв'язати наступні завдання:

1. Розробка методів оцінок характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.
2. Розробка методів для оцінки якості польоту при вході в глісаду і його впливу на якість техніки пілотування на глісаді.
3. Розробка методів антистресової підготовки на ділянці польоту після третього до четвертого розвороту, результати яких розраховані на усунення явища збільшення параметрів польоту літака на усіх ділянках польоту.
4. Розробка методів управління якістю входу в глісаду по кореляційних функціях.
5. Обґрунтування принципу інваріантності в ергатичних системах і процесах управління повітряним судном.
6. Аналіз методів розрахунку надійності систем авіоніки для визначення кількості тренувань екіпажів.

У процесі вирішення наведених задач використані результати робіт у сфері інженерної психології, ергономіки та людського чинника З. Гератеволя, Р.Л. Хельмрайха, Б.Ф. Ломова, В.Г. Денісова, В.В. Павлова, С.О. Дмитрієва, та інших. У сфері управління траєкторією польоту та статистичної обробки даних Н. Вінера, В.Д. Тронька, О.В. Соломенцева, В.М. Казака, І.Г. Прокопенка, В.П. Стрельнікова, О.В. Федухіна, та інших.

*Об'єктом дослідження* є процеси керування повітряним судном при польотах різної складності в ергатичній системі пілот-повітряне судно.

*Предметом дослідження* є методи оцінки характеристик керування повітряним судном при польотах різної складності в ергатичній системі пілот-повітряне судно.

**Методи дослідження** ґрунтуються на аналізі кореляційних та автокореляційних функцій, кореляційних полів, випадкових і детермінованих процесів, законів розподілу випадкових величин, поліпараметричних трендів випадкових процесів, фізичного і математичного моделювання.

Результати підтверджуються патентами на корисну модель, які зареєстровані в Державному реєстрі патентів України.

**Наукова новизна отриманих результатів** полягає в наступному:

1. Одержала подальший розвиток факторна модель навчання пілотів, яка на відміну від існуючих комплексно враховує неадекватні посилені рефлекси, що виникають під впливом негативних факторів у польоті. Ця модель дозволяє підвищити якість підготовки екіпажів до особливих випадків польоту.
2. Вперше розроблено метод виявлення недоліків в роботі людини-оператора при вході літального апарата в глісаду за кореляційними функціями, що дозволяє підвищити якість навчання пілотів, що покращить якість функціонування ергатичних систем управління засобами авіаційного транспорту.
3. Вперше розроблено метод оцінки точності входу в глісаду за автокореляційною функцією при різній складності польоту, який дозволяє

чисельно визначити ступень впливу своєчасності входу в глісаду літака на якість техніки пілотування на глісаді

4. Вперше розроблено метод визначення ймовірнісних меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда, що дозволяє запобігти явищу збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна при виникненні негативних факторних накладок.

5. Вперше розроблено метод аналізу спектрів автокореляційних функцій для оцінки характеристик ергатичної системи керування повітряним судном, що дозволяє оцінити психофізіологічну напруженість пілота, яка впливає на якість техніки пілотування.

6. Вперше виконано синтез двох алгоритмів виявлення факту підвищеної психофізіологічної напруженості пілота у випадку складних відмов за рахунок виділення детермінованої складової із випадкового процесу зміни параметра польоту для оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.

7. Одержав подальший розвиток метод визначення якості польоту за площами контурів кореляційних полів кута атаки і швидкості, що дозволяє через систему сповіщення визначити небезпечний режим польоту.

**Практичне значення отриманих результатів** полягає в наступному:

Розроблені методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном можуть бути базисом: для проведення комплексу науково-дослідних робіт з метою удосконалення методів, методик для використання в експлуатаційних підрозділах цивільної авіації та в центрах підготовки на комплексних тренажерах літака; для впровадження в навчальний процес під час підготовки авіаційних фахівців.

Розроблені методи лягли в основу розробки систем об'єктивного контролю якості техніки пілотування та навчання льотного складу оперативному і правильному реагуванню на небезпечні режими польоту та особливі випадки польоту, а саме:

- контролю якості техніки пілотування при одночасних відмовах у «польоті» на комплексному тренажері літака;

- попередження різких рухів пілотів при відходу на друге коло на основі трендових алгоритмів;

- сигналізації про недостовірну інформацію по кутам атаки, крену і приладовій швидкості літака, використовуючи метод визначення площ кореляційних полів;

- оповіщення і алгоритму дій у випадку відмов у системах авіоніки впровадженням сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки та приладовій швидкості літака.

На основі факторної моделі навчання пілотів і концепції створення сприятливих умов для своєчасного реагування на вірогідність виникнення особливих випадків у польоті розроблені способи антистресової підготовки при роботі з пристроями введення інформації, визначення тенденції втрати просторового орієнтування, ризиків великого крену і вертикальної швидкості.

Методи аналізу спектрів автокореляційних функцій для оцінки характеристик ергатичної системи керування повітряним судном можуть бути базисом для застосування в авіакомпаніях.

Перераховані методи лягли в основу розроблених в дисертації методичних рекомендацій для інструкторського льотного складу в авіакомпаніях і тренажерних центрах підготовки.

Результати досліджень упроваджені в виробничому процесі авіакомпанії «Браво» та навчальному процесі Національного авіаційного університету, що підтверджено відповідними 3 актами впровадження, 6 патентами та 2 свідоцтвами про реєстрацію авторського права на твір.

**Особистий внесок здобувача.** Основні результати роботи отримані здобувачем самостійно і опубліковані в 89 наукових працях, з них роботи [3-6, 15, 21, 25, 38, 41, 49, 52, 53, 55, 63] виконані самостійно.

З робіт, що опубліковані у співавторстві, використовуються результати, отримані особисто здобувачем: [13, 16,] – факторна модель польоту із врахуванням природи УРЛ; [23, 83, 86, 89] – вимірювання ризиків великих кутів крену за модульним розподілом; [87] – вимірювання ризиків незапланованих ЗАППС за трендовими алгоритмами; [82] – виявлення перших ознак і результатів ЗАППС; [84] – своєчасне попередження виникнення ЗАППС при зближенні із земною поверхнею; [7, 9, 19] – принцип інваріантності виходів машини і людини; [2, 57] – організація зняття ЗАППС; [10-12, 17-18, 20, 47, 50-51, 59-60, 62, 64-66, 75, 81,] – принципи розробки людино-машинних систем управління; [1, 3, 27-28, 31, 34, 35-36, 39, 40, 42-43, 45-46, 67-68, 74, 80] – методи оцінки точності входу в глісаду за кореляційними та автокореляційними функціями; [1, 29, 32, 35-36, 45-46, 69, 73, 80,] – система сигналізації про недостовірну інформацію за кутами атаки і приладової швидкості літака методом аналізу кореляційних полів; [26, 70-71, 30, 33, 44] – облік назначеного ресурсу, строку служби і вірогідності безвідмовної роботи при підготовці екіпажів; [32, 77, 79] – попередження наслідків різких рухів штурвалом пілотом при виході на другий круг у штурвальному режимі; [78] – рекомендації по підготовці екіпажів; [14, 24, 85, 88] – вдосконалення алгоритму і програми застосування антистресової методики при роботі з клавіатурою комп'ютера; [8, 22, 48] – формування льотного почерку із врахуванням виникнення ЗАППС; [51, 54, 56-58, 61, 72] – оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій; [39, 76-77] – система сигналізації при відмовах (перебоях) у системах індикації кута атаки або швидкості та алгоритм дій екіпажу в цьому випадку; [38, 39, 45] – алгоритми обробки даних під час підготовки пілотів на комплексному тренажері літака.

**Апробація результатів дисертації.** Основні положення роботи та її результати доповідалися, обговорювалися та були схвалені на таких міжнародних науково-технічних конференціях: «Авіоніка–2004» (м. Київ, 2008 р.); «Авіа» (м. Київ, 2004 р., 2007 р., 2009 р., 2011 р., 2013 р., 2015 р., 2017 р., 2019 р.); «Aviation in the XXI-st century» (м. Київ, 2008 р., 2010 р., 2012 р., 2014 р., 2016 р., 2018 р.); «Людський чинник у транспортних системах»

(м. Київ, 2010 р.); «Статистические методы обработки сигналов и данных» (м. Київ, 2013 р.), IEEE (м. Київ, 2014 р., 2016 р., 2017 р., 2018 р., 2019 р., 2020 р.), «Information Control Systems & Technologies» (м. Одеса, 2020 р.), а також на науково-методичних конференціях «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (м. Київ, 2011 р., 2012 р., 2014 р., 2016 р., 2018 р.) і «Проблеми навігації і управління рухом» (м. Київ, 2017 р., 2019 р.).

**Публікації.** Матеріали дисертаційної роботи опубліковані у 89 наукових працях, серед яких 39 статей у наукових фахових виданнях, а також 34 публікації у збірниках матеріалів міжнародних конференцій та інших. 7 публікацій в міжнародній наукометричній базі Scopus, 1 закордонна колективна монографія. Крім того, отримано 6 патентів на корисні моделі, розроблені за результатами досліджень, та 2 свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір.

**Обсяг і структура дисертації.** Дисертаційна робота викладена на сторінках машинописного тексту, складається із вступу, семи розділів, загальних висновків, списку використаної літератури та двох додатків. Обсяг основного тексту дисертації складає 295 сторінок друкованого тексту. Загальний обсяг дисертації становить 346 сторінок. Робота ілюстрована 26 таблицями, 120 рисунками та схемами. Список використаних джерел містить 166 найменувань, з них 96 кирилицею та 70 латиницею.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

**У вступі** обґрунтовано актуальність наукової задачі, викладено зв'язок з науковими темами, сформульовано мету та завдання дослідження, показано наукову новизну і практичне значення, подано загальну характеристику роботи, а також визначено особистий внесок автора дисертації в одержаних наукових результатах.

**У першому розділі** проведено аналіз існуючих методів оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.

Зокрема, розглянуті методи антистресової підготовки авіафахівців, представлені аналізи визначень ергатичної системи управління та існуючих методів надійності систем авіоніки.

Проаналізована проблема оцінки характеристик людини-оператора в ергатичній системі управління.

Обґрунтовується застосування принципу інваріантності при аналізі процесів в системах людина-машина неklasичними методами.

Знайдено, що на практиці інваріантність системи «людина-машина» дозволяє за машинними показниками визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків.

Доведено, що методи визначення поліпараметричних меж посилення інтегро-диференційованого динамічного стереотипу при вході в глісаду можуть бути корисними при розробці систем сигналізації про погіршення якості польоту і аналізі розшифровок польотної інформації.



**Другий розділ** присвячений формуванню методологічного базису оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.

Розглянуті методи і алгоритми оцінки характеристик якості техніки пілотування в особливих випадках польоту.

Проведено аналіз спектрів автокореляційних функцій за параметрами польоту, зроблено поліпараметричний аналіз трендових алгоритмів, визначені закони розподілу для оцінки якості техніки пілотування, виділена детермінована складова в випадковому процесі параметра польоту.

Доведено, що розподіли по модулю параметрів польотів на літаку В-737 при погіршенні якості техніки пілотування не суперечить розподілу Вейбула. Розроблені теоретичні методи виділення детермінованої складової із стаціонарного процесу зміни значень параметрів застосовані для реального польоту на комплексному тренажері літака. Двома методами встановлена присутність детермінованої складової у польоті.

Сформульовано і доведено, що на етапі польоту від кінця третього розвороту до входу в глісаду (або відповідної йому ділянки польоту при підході до третього розвороту з прямої) визначати підвищену напруженість пілотів доцільно за коефіцієнтами ЗАППС. В ідеальному випадку порівнювати амплітудне значення потрібно при аналізі польотів одного і того ж пілота без відмов і з уведеними відмовами. Таким чином, по цій різниці ми можемо визначити амплітудне підсилення, яке виникає у пілота під впливом факторних навантажень (які на КТЛ імітуються комплексними відмовами). Перевірка за допомогою трендових алгоритмів виявила, що дане явище має місце у вигляді поліпараметричного розгойдування. Показано, що льотний склад необхідно готувати до адекватних дій при виникненні факторних накладок.

Всі ситуації на КТЛ відпрацювати неможливо. Виникнення одночасно діючих негативних факторів носить малоймовірний характер, як і виникнення авіаційних подій, пов'язаних з людським фактором. Тому розглянуто моделі та програми обліку людського фактору та підготовки екіпажів до польотів у складних умовах.

Розроблено модель навчання пілотів протидії негативним факторам (рис. 1). Модель дії і протидії спрямована на обмеження області існування помилок нормальними (неаварійними) польотами і введення навчання навичкам придушення посиленних умовних рефлексів для польотів в умовах раптовості і несподіванки.

Показано, що аналітика явищ, які пов'язані з людським фактором у польоті, являє собою порівняно мало вивчену область перспективних досліджень, так як в основному авіаційні фахівці вивчають події, що відбулися в польоті, а не явища. Якщо вивчення подій засноване на моментному аналізі (аналізі моментів часу), то дослідження явища може бути засноване тільки на вивченні інтервалів, областей, зон, так як при вивченні явища повинні бути виявлені тенденції їх зміни, а не просто моментні характеристики.

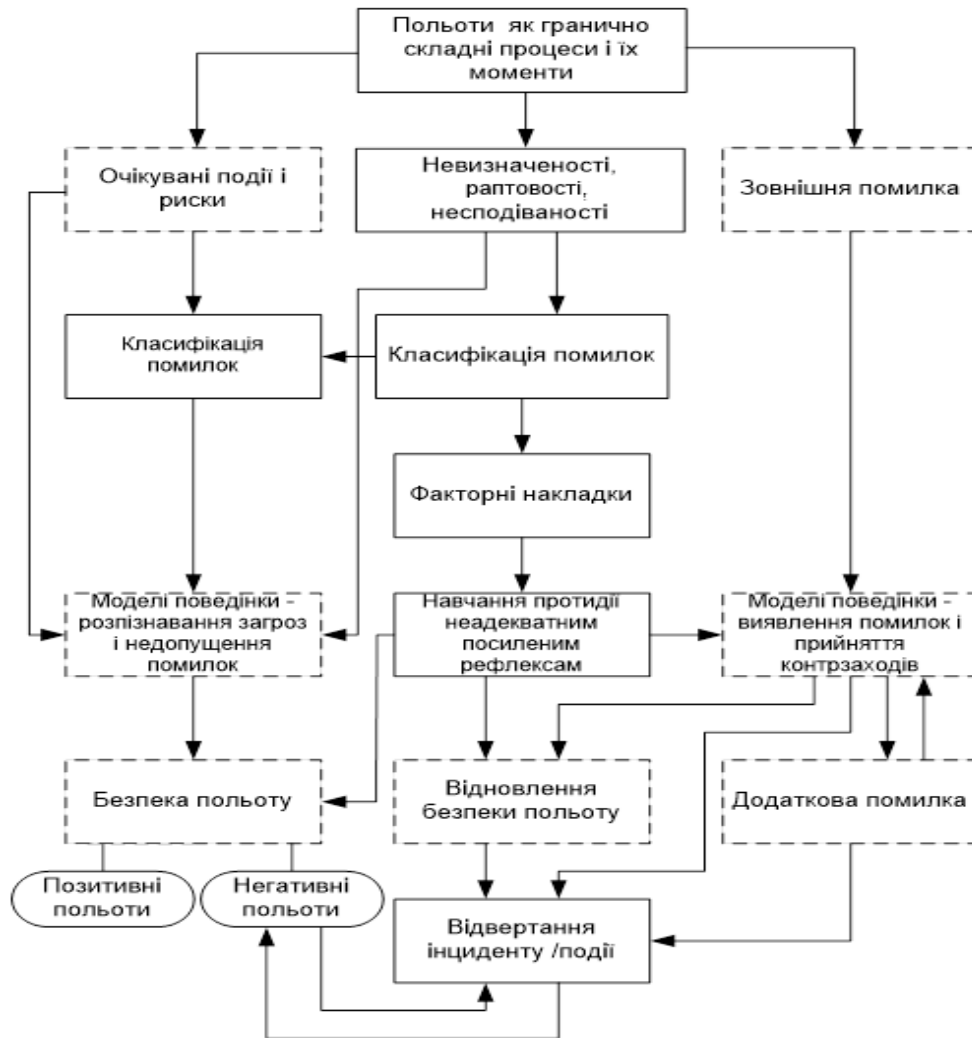


Рис. 1. Модель польоту з врахуванням навчання пілотів протидіяти збільшенню амплітуди параметрів польоту і алогічним діям у польоті

Проведені дослідження з визначенням автокореляційних функцій показали, що якщо вхідний сигнал автокореляційної функції містить синусоїдальні складові (регулярні, випадкові), то такі ж складові характерні і для вихідного сигналу. Таким чином, використання вище зазначеного принципу при оцінці вміння пілотів протидіяти негативним факторним накладкам дозволяє не тільки оцінити якість техніки пілотування, а й психофізіологічний стан пілота. При цьому значно розширюється можливість отримання статистичних даних.

Психофізіологічні датчики про характеристики людини-оператора несуть в основному інформацію, яка математично описується загальною теорією коливань. Колівальний характер вихідних характеристик людини-оператора дозволяє зробити висновок для систем стеження про те, що машинні виходи систем інваріантні по відношенню до вхідних характеристик системи, якщо на вході такої системи працює людина-оператор.

Із загальної теорії автоматики і автоматичних систем управління відомо, що по відношенню до всіх видів коливань (синусоїдальні, модульовані, з випадковим спектром і т.д.) існуючі системи інваріантні за схемою «вхід-

процес-вихід». У практичному плані інваріантність системи «людина-машина» дозволяє по машинним виходам визначити інваріантні властивості і характеристики людини-оператора без розміщення контактних і безконтактних психофізіологічних датчиків.

**Третій розділ** дисертаційної роботи присвячений методам оцінки якості входу в глісаду екіпажем літака за кореляційними функціями.

Остаточний етап заходу на посадку (приземлення) залежить від своєчасного входу в глісаду і подальшого витримування її траєкторії. У даній роботі розглядаються питання оцінки точності входу літака в точку глісади за кореляційними функціями і оцінки пілотування на передпосадковому маневруванні з урахуванням кута атаки і швидкості польоту повітряного судна.

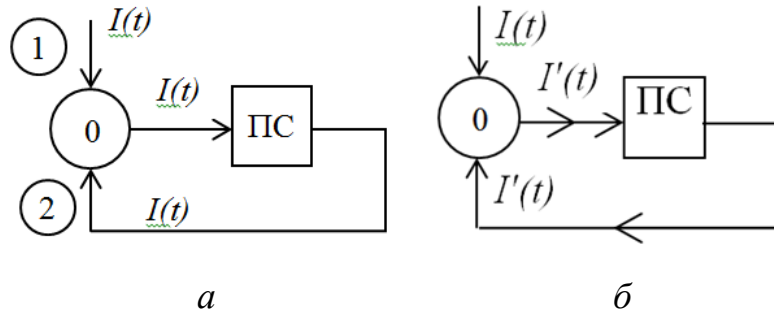
В даний час існують детерміновані методи оцінки якості входу в глісаду при директорному режимі управління. Однак, інтегро-диференційовані керуючі рухи пілота носять стаціонарний характер. Тому вважаємо за доцільне оцінювати точність входу в глісаду за кореляційними функціями. Але точності входу в глісаду недостатньо. Повинен бути дотриманий швидкісний режим польоту. Залежність швидкості від кута атаки пропонуємо визначати за контурами кореляційних полів. Це дозволить оперативно виявляти небезпечні конфігурації руху літака. Таким чином, за вищевказаними складовими ми можемо визначити якість входу в глісаду.

Розглянемо функції кореляції між інформацією про траєкторію польоту і відхиленнями при операції стеження оператора. Це пов'язано з його психофізіологічними особливостями в стані високої напруженості.

Комплексний аналіз траєкторії руху ПС дозволяє визначати ступінь підготовки оператора, його психофізіологічний стан, якість роботи всіх елементів повітряного судна, а також надійність зв'язку при прийомі і передачі команд.

Метою даної роботи є визначення технічного і психологічного стану системи оператор-машина-середовище (СОМС) за траєкторією руху ПС на найбільш напружених ділянках польоту, наприклад, при посадці літака.

Ідеальною системою траєкторного управління будемо вважати ту, яка передбачає наявність повної ергатичної сумісності підсистеми оператор-повітряне судно і безперервно веде обробку інформації про траєкторію польоту ПС без помилок і повністю виконує задану програму польоту згідно функції  $I(t)$ . При цьому, траєкторія і інформація про реальну траєкторію польоту, що задаються, будуть однакові. Будь-яке відхилення від заданого режиму польоту відразу ж фіксується бортовою апаратурою, яка також повідомляє про це оператора. При необхідності оператор може відпрацювати цю різницю до нуля (рис. 2 а). Розглянемо ситуацію: оператор використовує інформацію  $I(t)$ , яка піддається спотворенню в силу сукупності певних причин. У цьому випадку інформація управління об'єктом зміниться і буде іншою –  $I'(t)$  (рис. 2 б).

Рис. 3. Ідеальна – *a* та неідеальна система – *б*

Припустимо, що пілот, який перебуває в контурі управління літаком, отримав інформацію для управління ПС –  $I(t)$  і відпрацював її, здійснюючи рухи за допомогою органів управління. В результаті еволюцій управління інформація  $I(t)$  змінилася і стала  $I'(t)$ . Її можна описати за допомогою формули:

$$I'(t) = I(t) \cdot (1 + m(t) \cos \Omega t),$$

де  $\Omega = 2\pi f$  – кутова швидкість,  $f$  – частота,  $m(t)$  – амплітуда.

Функція  $I'(t)$  може приймати такий вигляд, виходячи з експериментального факту існування явище ЗАППС внаслідок підвищеної психофізіологічної напруженості пілота. Йдеться мова про інтегро-диференційований динамічний стереотип, тобто кінцевий результат дій людини-оператора при пілотуванні.

Якщо функції  $m(t)$ ,  $I(t)$  – стаціонарні випадкові,  $\varphi_i = \text{const}$  ( $\varphi_i = \Omega_i \tau$ ),  $i$  – номер випробування (заходу на посадку) за відомою категорією випробувань (посадок), то функція  $I'(t)$  залежить тільки від часу  $t$  і повністю визначається результатом кожного випробування (посадки).

Розглянемо функцію кореляції траєкторії польоту  $\rho(\tau)$ , за якою літак повинен виконувати політ без інформаційних спотворень по прийому інформації та управління:

$$\begin{aligned} \rho(\tau) &= I(t) \cdot I(t - \tau) = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \left( \frac{1}{T_L} \right) \int_0^{T_L} I(t) \cdot I(t - \tau) dt = \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t) \cdot I(t - \tau) dt, \end{aligned}$$

де  $\tau$  – час затримки,  $T_L$  – час польоту на якійсь певній ділянці довжиною  $L$ , наприклад,  $T_L = T_n$ , де  $T_n$  – час посадки літака.

Визначимо функцію кореляційної залежності з урахуванням викривлення польотної інформації:

$$\begin{aligned} \rho'(\tau) &= \{I(t)[1 + m_i(t) \cos(\Omega_i t + \varphi_i)]\} \cdot \{I(t - \tau)[1 + m_i(t - \tau) \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i]]\} = \\ &= I(t)I(t - \tau) + I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cdot \cos(\Omega_i t + \varphi_i) + I(t)I(t - \tau) \cdot \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i] + \\ &\quad + I(t)I(t - \tau)m_i(t)m_i(t - \tau) \cos(\Omega_i t + \varphi_i) \cdot \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i]. \end{aligned} \quad (1)$$

Скориставшись нерівністю Буняковського-Шварца, можна записати

$$|I(t)I(t - \tau)m_i(t)\cos(\Omega_i t + \varphi_i)| \leq |I(t)I(t - \tau)m_i(t)| \cdot \cos(\Omega_i t + \varphi_i).$$

Явища, які відбуваються досить довго, наприклад час посадки  $T_n$  і величина періоду коливального процесу ЗАППС  $T_i = 2\pi / \Omega_i$  (згідно експериментальних залежностей), непорівнянні за величиною  $T_n \gg T_i$ . У результаті

$$\begin{aligned} \cos^2(\Omega_i t + \varphi_i) &\approx 0, \\ \cos^2[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i] &\approx 0. \end{aligned}$$

Тому другим і третім членами виразу (1) нехтуємо.

Таким чином, з чотирьох компонентів у функції кореляційної залежності з урахуванням викривлення польотної інформації залишаються найбільш значущими за величиною члени:

$$\rho'(\tau) = \rho(\tau) + I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cdot m_i(t - \tau)\cos(\Omega_i t + \varphi_i) \cdot \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i].$$

Обчислимо компоненту:

$$\begin{aligned} I(t)I(t - \tau)m_i(t)m_i(t - \tau) \cdot \cos(\Omega_i t + \varphi_i) \cos[\Omega_i(t - \tau) + \varphi_i] &= \\ = \frac{1}{2} I(t)I(t - \tau)m_i(t)m_i(t - \tau) \cos \Omega_i \tau + \\ + \frac{1}{2} I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cdot m_i(t - \tau) \cos(2\Omega_i t - \Omega_i \tau + 2\varphi_i) &= \\ = \frac{1}{2} I(t)I(t - \tau)m_i(t) \cdot m_i(t - \tau) \cos \Omega_i \tau. \end{aligned}$$

У вище представленому виразі другим доданком також нехтуємо, так як він близький до нуля через те, що  $2\Omega_i = 4\pi / T_i \gg 1 / T_i$ , де  $T_i$  – період коливань ЗАППС,  $T_n$  – час посадки.

Тому кореляційну функцію ЗАППС можна представити у вигляді:

$$\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau) = \rho(\tau) + \frac{1}{2} I(t) \cdot I(t - \tau)m_i(t) \cdot m_i(t - \tau) \cos \Omega_i \tau.$$

Вона дорівнює сумі функції кореляції траєкторії посадки без ЗАППС і члену, залежному від статистики «чистої» посадки і статистики ЗАППС.

Якщо ЗАППС стаціонарний в часі, і  $m_i(t) = \text{const} = m$ , то функція кореляції набуває вигляду:

$$\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau) = \rho(\tau) + \rho(\tau) \cos \varphi.$$

Якщо ЗАППС не стаціонарний, то:

$$I(t)I(t - \tau)m_i(t)m_i(t - \tau) \leq \rho(\tau)\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau).$$

Таким чином, при посадці з ЗАПППС з випадковим «включенням» ЗАПППС має вигляд зміщеної функції кореляції:

$$\rho_{\Sigma\text{ЗАПППС}}(\tau) = \rho(\tau) + \rho(\tau)\rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) \cos \varphi.$$

Можна зобразити загальну кореляційну функцію, яка являє собою сукупність всіх вище розглянутих ситуацій:

$$\begin{aligned} \rho_{full}(\tau) &= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} [I(t) + I_{\text{ЗАПППС}}(t)][I(t-\tau) + I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau)] dt = \\ &= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} [I(t)I(t-\tau) + I_{\text{ЗАПППС}}(t) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) + I(t) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) + \\ &+ I(t-\tau) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t)] dt = \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t)I(t-\tau) dt + \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}(t) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) dt + \\ &+ \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) dt + \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t-\tau) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t) dt = \rho(\tau) + \rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) + \\ &+ \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) dt + \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I(t-\tau) \cdot I_{\text{ЗАПППС}}(t) dt. \end{aligned} \quad (2)$$

Згідно нерівності Буняковського-Шварца отримаємо:

$$\int_0^{T_L} I(t) \cdot I_l(t-\tau) dt \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t) dt} \sqrt{\int_0^{T_L} I^2_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) dt}. \quad (3)$$

Скориставшись експериментальними результатами, визначимо  $I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau)$ :

$$I_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) = I_{\text{ЗАПППС}} \cos(\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega \tau),$$

тоді

$$\begin{aligned} \sqrt{\int_0^{T_L} I^2_{\text{ЗАПППС}}(t-\tau) dt} &= \sqrt{I^2 \int_0^{T_L} \cos^2(\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega \tau) dt} = \\ &= I_{\text{ЗАПППС}} \sqrt{\frac{1}{2} \int_0^{T_L} [1 + \cos 2(\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega \tau)] dt} = \\ &= \frac{I_{\text{ЗАПППС}}}{\sqrt{2}} \sqrt{\int_0^{T_L} \cos 2(\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega \tau) dt} = \\ &= \frac{I_{\text{ЗАПППС}}}{\sqrt{2}} \sqrt{T_L + \frac{1}{2\Omega} \sin(2\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega \tau)}, \end{aligned}$$

$$\sin(2\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega\tau) \leq 1, \quad T_L \gg \frac{T_{\text{ЗАПППС}}}{2\pi},$$

$$\int_0^{T_L} I(t) I_{\text{ЗАПППС}}(t - \tau) \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t) dt} \cdot I_{\text{ЗАПППС}} \sqrt{\frac{T_L}{2}} = \text{const}. \quad (4)$$

Отже, нерівність (3) можна уявити, скориставшись виразом (4), таким чином:

$$\int_0^{T_L} I(t) I_{\text{ЗАПППС}}(t - \tau) \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t) dt} \cdot I_{\text{ЗАПППС}} \sqrt{\frac{T_L}{2}} = \text{const}; \quad (5)$$

$$\int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}(t) I(t - \tau) \leq \sqrt{\int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}^2(t - \tau) dt} \cdot I \sqrt{\frac{T_L}{2}} = \text{const}. \quad (6)$$

Підставимо вирази (5) і (6) в (2) і отримаємо:

$$\rho_{\text{full}}(\tau) = \rho(\tau) + \rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) + \text{const}.$$

$$\rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) = \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}}(t) I_{\text{ЗАПППС}}(t - \tau) dt =$$

$$= \frac{1}{T_L} \int_0^{T_L} I_{\text{ЗАПППС}} \cos(\Omega t + \varphi_{\text{ЗАПППС}}) \cdot I_{\text{ЗАПППС}} \cos[(\Omega(t - \tau) + \varphi_{\text{ЗАПППС}})] dt =$$

$$= \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{T_L} \int_0^{T_L} \frac{1}{2} (\cos \Omega\tau + \cos(2\Omega t + 2\varphi_{\text{ЗАПППС}} - \Omega\tau)) dt =$$

$$= \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{T_L} \left( \frac{T_L}{2} \cos \Omega\tau + \frac{1}{2\Omega} \sin T_L \Omega \cos(T_L \Omega + 2\varphi_{\text{ЗАПППС}}) \right)$$

$$\frac{T_L}{2} \cos \Omega\tau \gg \frac{1}{2\Omega} \sin T_L \Omega \cos(T_L \Omega + 2\varphi_{\text{ЗАПППС}})$$

$$\rho_{\text{full}}(\tau) = \rho(\tau) + \rho_{\text{ЗАПППС}}(\tau) + \text{const} =$$

$$= \rho(\tau) + \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{2} \cos \Omega\tau + \text{const}$$

$$\text{const} < \frac{I_{\text{ЗАПППС}}^2}{2} \cdot \cos \Omega\tau \quad \text{відрізняється на } \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{T_{\text{ЗАПППС}}}{T_L}.$$

Розглянемо кореляційні функції на глісаді. Нехай довжина посадки ( $L_n$ ) дорівнює довжині ( $L_2$ ) глісади. Прийнемо, що розрахунок  $\rho(\chi)$  з урахуванням ЗАПППС на глісаді більш точний. Тоді

$$\rho(\chi) = \rho(\chi) + \rho_{\text{я}}(\chi) + \frac{1}{L_{\text{п}}} \int_0^{L_{\text{п}}} y(x) \cdot y_{\text{я}}(x - \chi) dx + \frac{1}{L_{\text{п}}} \int_0^{L_{\text{п}}} y_{\text{я}}(x) \cdot y(x - \chi) dx,$$

де  $\chi$  – відхилення від глісади.

У найбільш реальній ситуації ПС, відійшовши від глісади посадки, намагається повернутися до неї (рис. 4). У даному випадку всі траєкторії сходяться в торці злітно-посадкової смуги. У більшості випадків напрямок правильної глісади задають радіотехнічні системи ближньої навігації. У разі несвоєчасного входу пілоти намагаються повернутися на правильну глісаду.

Розглянемо один з можливих варіантів:

нормальна посадка  $Z = h - \frac{h}{L} \cdot x = h \frac{L-x}{L} \quad 0 < x \ll L;$

випередження  $Z(x) = h \frac{L-x}{L+\chi} - \chi \quad -\chi \ll x \ll L \text{ і}$

затримка  $Z = h \frac{L-x}{L-x} + \chi \quad \chi \ll x \ll L.$

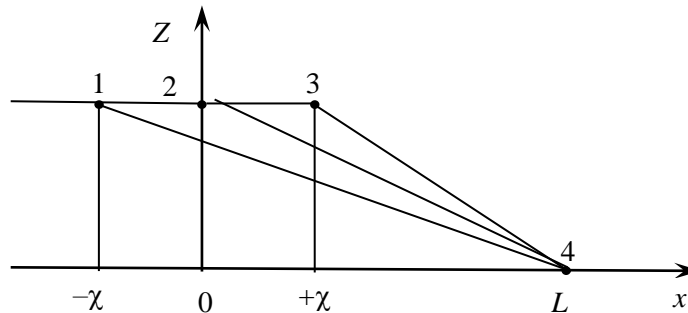


Рис. 4. Траєкторія запланованої глісади – 2, затримки – 3 і, відповідно, глісади випередження – 1

$$\begin{aligned} \rho(\chi) &= \frac{1}{L} \int_0^L h \frac{L-x}{L} \cdot h \frac{L-x}{L+\chi} dx = \\ &= \frac{h^2}{L^2(L+\chi)} \int_0^L (L-x)^2 dx = \frac{h^2}{L^2(L+\chi)} \int_0^L (L^2 - 2Lx + x^2) dx = \\ &= \frac{h^2}{L^2(L+\chi)} \left[ L^3 - L^3 + \frac{1}{3} L^3 \right] = \frac{h^2 \cdot L}{3(L+\chi)}. \end{aligned}$$

$$0 < x \ll L.$$

Отримавши формулу нормальної посадки  $\rho(\chi) = \frac{h^2 \cdot L}{3(L+\chi)}$ , перейдемо до розгляду формули затримки входу в глісаду.

$$\begin{aligned} \rho(+\chi) &= h^2 \left[ \frac{1}{3} - \frac{2\chi}{3L} + \frac{1}{3} \left( \frac{\chi}{L} \right)^2 \right] \\ L^3 - \chi^3 &= (L^2 + L\chi + \chi^2)(L - \chi). \end{aligned}$$



З формули видно, що коли затримка  $\chi$  початку посадки збільшується, то функція кореляції знижується. Наприклад, якщо затримка  $\chi$  дорівнює  $0.1L$ , то ймовірність аварії так само зменшується приблизно на 10 %, що небажано.

Тепер порівняємо формули входу в глісаду з затримкою і випередженням:

$$\text{затримка } \rho(+\chi) = h^2 \left[ \frac{1}{3} - \frac{2\chi}{3L} + \frac{1}{3} \left( \frac{\chi}{L} \right)^2 \right] = \frac{h^2}{3} \left( 1 - \frac{\chi}{L} \right)^2;$$

$$\text{випередження } \rho(-\chi) = \frac{h^2}{3} \frac{1}{1 + \frac{\chi}{L}}.$$

$$\text{Визначимо відношення } \rho(-\chi) = \frac{h^2}{3} \frac{1}{1 + \frac{\chi}{L}}:$$

$$\frac{\rho(+\chi)}{\rho(-\chi)} = \frac{\left( 1 - \frac{\chi}{L} \right)}{\frac{1}{1 + \frac{\chi}{L}}} = \left( 1 - \frac{\chi}{L} \right) \left( 1 + \frac{\chi}{L} \right) = \left[ 1 - \left( \frac{\chi}{L} \right)^2 \right] \left( 1 - \frac{\chi}{L} \right).$$

З цієї формули випливає, що

$$\rho(-\chi) > \rho(+\chi).$$

Таким чином, у результаті проведеного аналізу показано, що затримка входу в глісаду літака більш небезпечна для якості виконання заходу літака на посадку, ніж випередження. Функція кореляції запізнювання на випередження знижується швидше.

Отже, управління траєкторією руху літака на глісаді за вищевказаними формулами, а саме за функцією кореляції без дії факторних накладок і на глісаді з періодичною факторною накладкою, є цілком можливим. Функція кореляції глісади дозволяє визначати стаціонарні випадкові функції траєкторії польоту, отже, виявляти і ЗАПППС.

Відхилення траєкторії польоту від наміченого курсу характеризують функцією кореляції між заданою і реалізованою траєкторіями польоту. Квадрат інтегральної різниці траєкторій польоту (наміченої і реальної) на певній ділянці дорівнює

$$\Delta = \int_{x_1}^{x_2} [Z_3(x) - Z_p(x)]^2 dx, \quad (7)$$

де  $Z_3(x)$  – запланована траєкторія польоту,  $Z_p(x)$  – реалізована траєкторія польоту.

Траєкторія польоту знаходиться в площині  $y = const$ . Координата  $Z$  залежить від  $x$ ,  $Z(x)$ , тобто є висотою траєкторії польоту в декартовій системі координат.

$x_1, x_2$  – початкова і кінцева точки відліку траєкторій польоту по горизонталі.

Обчислимо вираз (7)

$$\Delta = \int_{x_1}^{x_2} Z_3^2(x) dx - 2 \int_{x_1}^{x_2} Z_3(x) Z_p(x) dx + \int_{x_1}^{x_2} Z_p^2(x) dx$$

Знайдемо складові рівняння (2)

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_3^2(x) dx = L \rho_3$$

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_3(x) Z_p(x) dx = L \rho_{3p}$$

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_p^2(x) dx = L \rho_p$$

де  $L = x_2 - x_1$ ,  $\rho_3$ ,  $\rho_{3p}$ ,  $\rho_p$  – функція автокореляції запланованого польоту ( $\rho_3$ ), функція кореляції між запланованою і реальною траєкторіями ( $\rho_{3p}$ ), і функція автокореляції реальної траєкторії польоту ( $\rho_p$ ).

Тепер вираз (7) набуває вигляду:

$$\Delta = L \rho_3 - 2 L \rho_{3p} + L \rho_p. \quad (8)$$

Тут функції автокореляції  $\rho_3$  і  $\rho_p$  приблизно рівні між собою.

Розглянемо випадок, де

$$\rho_3 \approx \rho_p \approx \rho_A, \quad (9)$$

і  $\rho_A$  являє собою функцію автокореляції запланованого і реалізованого процесу. В такому випадку функція кореляції запланованої і реалізованої траєкторії польоту відрізняються незначно.

Перепишемо формулу (8) з врахуванням (9)

$$\Delta = 2 L (\rho_A - \rho_{3p}). \quad (10)$$

З (10) видно, що коли траєкторії збігаються, і  $\Delta = 0$ , то  $\rho_{3p} = \rho_A$ .

Значення інтегральної похибки на одиницю довжини  $\Delta/L$  дорівнює різниці функцій автокореляції  $\rho_A$  і кореляції  $\rho_{3p}$ . Обчислимо ці три функції для різних типів траєкторій.

Окремий випадок запізнювання траєкторії посадки можна представити як

$$Z_p = h - \frac{h}{L}(x - \chi),$$

де  $\chi$  – величина запізнювання.

Тоді функції кореляції і автокореляції рівні

$$\rho_3 = \frac{1}{L} \int_0^L \left( h - \frac{h}{L} x \right)^2 dx = \frac{h^2}{3}, \quad (11)$$

$$\rho_{p3} = \frac{1}{L} \int_L^0 \int_0^L \left[ \left( h - \frac{h}{L} x \right) \left( h - \frac{h}{L} (x - \chi) \right) \right] dx = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2}{2L} \chi, \quad (12)$$

$$\rho_k = \frac{1}{L} \int_L^0 \left[ h - \frac{h}{L} (x - \chi) \right]^2 dx = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2}{L} \chi + \frac{h^2}{L^2} \chi^2. \quad (13)$$

Надалі будемо позначати  $\rho$  як  $(-\chi)$ .

Підставляємо значення (11, 12, 13) в формулу (8) і знаходимо інтегральну різницю між двома траєкторіями:

$$\Delta = L \frac{h^2}{3} - 2L \frac{h^2}{3} - h^2 \chi + \frac{h^2 L}{3} + \frac{h^2}{L} \chi^2 + h^2 \chi^2 = \frac{h^2}{L} \chi^2 \quad (14)$$

При  $\chi=0$   $\Delta=0$ ,  $\chi=L$   $\Delta=h^2 L$ .

Запишемо (14) у такому вигляді

$$\Delta = h^2 L \left( \frac{\chi}{L} \right)^2$$

З формули (13) видно, що із збільшенням  $\chi$  від 0 до  $L$  значення  $\Delta$  зростає. Траєкторія польоту випередження на глісаді дорівнює

$$Z(x + \chi) = h - \frac{h}{L} (x + \chi)$$

Розбиваємо діапазон  $(0, L)$  на дві ділянки  $(0, L - \chi)$  і  $(0, L + \chi)$ . Функція випередження на ділянці  $(L - \chi, L)$  дорівнює нулю  $Z(x + \chi) = 0$ . Отже, функція кореляції випередження визначається інтегруванням тільки в проміжку  $(0, L - \chi)$

$$\rho_{zp} = \rho(+\chi) = \frac{1}{L} \int_0^{L-\chi} \left( h - \frac{h}{L} x \right) \left[ h - \frac{h}{L} (x + \chi) \right] dx = \frac{h^2}{3} - \frac{h^2}{2L} \chi. \quad (15)$$

Порівнюючи вирази (12) і (15)

$$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = \frac{h^2}{L} \chi$$

можна дійти висновку, що  $\rho(-\chi) > \rho(+\chi)$  \*.

Функція автокореляції траєкторії випередження дорівнює

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{L} \int_0^L \left[ h - \frac{h}{L} (x + \chi) \right]^2 dx = \frac{h^2}{L} \int_0^L \left[ 1 - \frac{x + \chi}{L} \right]^2 dx = \frac{h^2}{3} - \frac{h^2 \chi}{L} + \frac{h^2}{L^2} \chi^2,$$

$$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = 0$$

за умови  $\chi = 2L$ , тобто за нереальної умови, коли літак не здійснив посадки.

За умови  $L \gg \chi$  значення затримки набагато менше довжини глісади, що цілком реально, коли функція автокореляції траєкторії випередження дорівнює

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{3} h^2$$

Підставляємо в рівняння (8) значення  $\rho_3$ ,  $\rho_k(+\chi)$  і  $\rho_{zk}(+\chi)$  і отримуємо

$$\frac{\Delta'}{L} = \frac{1}{3}h^2 - \frac{2h^2}{3} + \frac{h^2 \cdot \chi}{L} + \frac{h^2}{3} - \frac{h^2 \cdot \chi}{L} + \frac{h^2 \cdot \chi^2}{L^2} = \frac{h^2 \cdot \chi^2}{L^2}.$$

Залежність  $\frac{h^2}{L^2} \chi^2$  від  $\chi$  представлена на рис. 5.

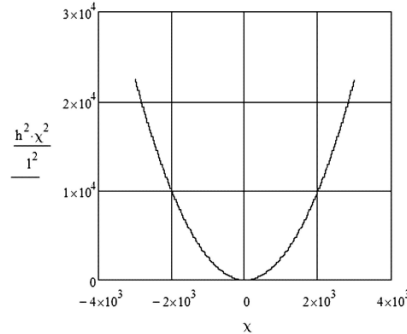


Рис. 5. Графік залежності  $\frac{h^2}{L^2} \chi^2$  від  $\chi$

Вище було показано, що відношення квадрата інтегральної різниці траєкторії польоту літака  $\Delta$  до її довжини  $L$  при величині запізнювання  $\chi$  при розгляді в різних просторових площинах визначається виразами автокореляційних функцій (рис. 6):

$$\begin{aligned} \frac{\Delta_1}{L_1} &= \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3} \right) x^2 \\ \frac{\Delta_2}{L_2} &= \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3} \right) y^2 \\ \frac{\Delta_3}{L_3} &= \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3} \right) z^2 \end{aligned}$$

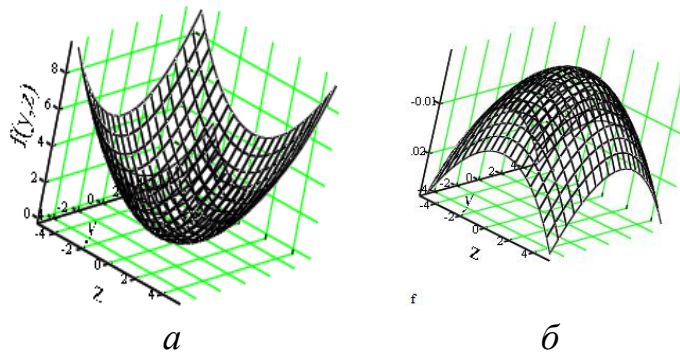


Рис. 6. Графік залежності  $a - \Delta/L = f(y, z)$ ,  $L = 1200$ ,  $\chi = 600$ ,  $z = -46 \dots 46$ ;  
 $b - \Delta/L = f(y, z)$ , де  $\chi = 1450$  м,  $y = -300 \dots 300$ ,  $z = -50 \dots 50$

Функціональна залежність  $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$  є числовим параметром функції

параболоїда  $\frac{\Delta}{L} = \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi}{L} + \frac{2\chi^2}{L^2} - \frac{\chi^3}{3L^3} \right) (y^2 + z^2)$ . У параболоїді в залежності від

числового значення  $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$  можуть варіюватися геометричні значення і його положення в тривимірному просторі.

На інтервалах  $\frac{\chi}{L} \in (-\infty; 0.123) \cup (2.31; 3.62)$  може варіюватися функція  $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ ,

яка має позитивні значення. Вони визначають положення параболоїда  $\frac{\Delta}{L} = f(y, z)$  таким чином, що він досягає точки мінімуму. Зі збільшенням відхилення  $\chi$  по відношенню до довжини  $L$  геометричні розміри параболоїда зменшуються. Він може приймати вигляд точки при значеннях  $\frac{\chi}{L} \approx 0.123$ ,  $\frac{\chi}{L} \approx 2.31$ ,  $\frac{\chi}{L} \approx 3.62$ .

За від'ємних числових параметрів на інтервалах  $\frac{\chi}{L} \in (0.123; 2.31) \cup (3.62; +\infty)$  параболоїд перевертається на  $180^\circ$  і має точку максимуму. В реальних умовах відношення  $\chi/L$  представляє малу величину, яка спрямовується до нуля. Тому практичний інтерес можуть представляти значення, що знаходяться в межах нуля. За абсолютною величиною цим значенням відповідає теоретичне відношення  $\chi/L$ .

Функція  $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$  по відношенню до  $\chi/L$  має такий вигляд:

$$\rho = -\left(\frac{\chi}{L}\right)^3 + 2\left(\frac{\chi}{L}\right)^2 - 3\left(\frac{\chi}{L}\right) + \frac{1}{3}$$

Вона має точку екстремумів: точка мінімуму –  $(1; -1)$ ; точка максимуму –  $(3; 1/3)$ . Точки пересічення з осями: ординат  $(0; 1/3)$ ; абсцис –  $(0,123; 0)$ ,  $(2,31; 0)$ ,  $(3,62; 0)$ .

На підставі вище представлених формул для тривимірного простору отримаємо функцію:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta}{L} = & \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3} \right) x^2 + \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3} \right) y^2 \\ & + \left( \frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3} \right) z^2. \end{aligned}$$

Ця функція представляє поверхню другого порядку – трьохосьовий еліпсоїд.

Уявімо її в канонічному вигляді і визначимо значення півосей  $a$ ,  $b$ ,  $c$  еліпсоїда.

$$\begin{aligned} & \frac{x^2}{\frac{\Delta}{L} \frac{1}{\frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3}}} + \frac{y^2}{\frac{\Delta}{L} \frac{1}{\frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3}}} + \frac{z^2}{\frac{\Delta}{L} \frac{1}{\frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3}}} \\ & = 1, \end{aligned}$$

де кожна з півосей визначається виразом:

$$a = \sqrt{\frac{\Delta}{L} \frac{1}{\frac{1}{3} - \frac{3\chi_1}{L_1} + \frac{2\chi_1^2}{L_1^2} - \frac{\chi_1^3}{3L_1^3}}}, \quad b = \sqrt{\frac{\Delta}{L} \frac{1}{\frac{1}{3} - \frac{3\chi_2}{L_2} + \frac{2\chi_2^2}{L_2^2} - \frac{\chi_2^3}{3L_2^3}}}, \quad c = \sqrt{\frac{\Delta}{L} \frac{1}{\frac{1}{3} - \frac{3\chi_3}{L_3} + \frac{2\chi_3^2}{L_3^2} - \frac{\chi_3^3}{3L_3^3}}}.$$

Таким чином, отриману функцію трьохосового еліпсоїда (рис. 7) можна записати як:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1$$

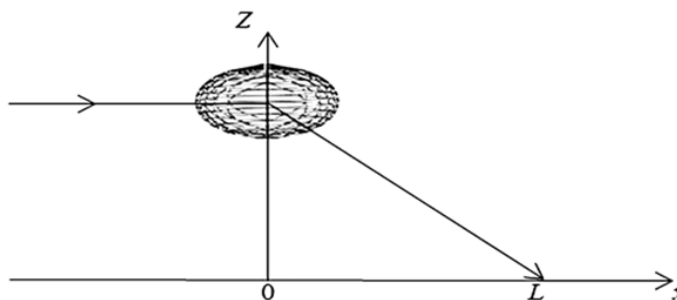


Рис. 7. Графік залежності  $f(x, y, z)$ , де параметри змінюються в межах  $\chi$  – величина зсуву траєкторії за координатами,  $x = -300 + 300$  м,  $z = -46 + 46$  м

Таким чином, визначено ймовірнісні межі входу в глісаду у вигляді еліпсоїда. Вони можуть бути корисні для оцінки якості техніки пілотування за значеннями його координат. За цими показниками можливе визначення ймовірності неточного входу в глісаду.

Також встановлено, що площі кореляційних полів до збою, під час і після збою якісно змінюються, що свідчить про порушення ортогональності (швидкісної, пов'язаної і координатної) системам повітряного судна). При збої кореляційні поля фактично зникають і з'являється детермінований функціональний зв'язок між параметрами техніки пілотування. Проблема розпізнавання складних збоїв авіоніки повітряних суден методом контурних кореляційних полів дозволяє створити аналізатори збоїв нового типу, що дозволяють пілоту розпізнати складну польотну ситуацію і прийняти правильне рішення щодо забезпечення безпеки польоту.

**Четвертий розділ** присвячений аналізу автокореляційних функцій та їх спектрів для підтвердження вищевикладених теоретичних висновків. Були розглянуті 24 польоти при заході на посадку Б-737-500. Оцінку якості польоту від кінця четвертого розвороту і після нього до посадки спочатку провели за нормованими і ненормованими автокореляційними функціями кута крену. За нормованими автокореляційними функціями виведені коефіцієнти для порівняння за модулем її перших негативних значень  $y_1$ , які отримані в комп'ютерній системі Mathcad за формулою для обчислення нормованої автокореляційної функції:

$$K(t) = \frac{1}{\sigma \cdot N} \cdot \sum_{i=0}^{N-t-1} [(\gamma_i - m) \cdot (\gamma_{t+i} - m)],$$

де  $N$  – число спостережень по тимчасовому ряду  $t$ ,  $\gamma_i$  – амплітуда кута крену,  $i = 1, 2, 3, N$ ,  $m$  – математичне очікування,  $\sigma$  – середнє квадратичне відхилення.

Формула для обчислення ненормованої автокореляційної функції:

$$\Psi(t) = \frac{1}{N-t+1} \cdot \sum_{i=0}^{N-t-1} [(\gamma_i - m) \cdot (\gamma_{t+i} - m)]$$

Отримані результати зведені в таблицю 1. Виділені максимальні і мінімальні значення на етапах від третього до четвертого розвороту (позначені 3-4) і після четвертого розвороту до посадки (позначені 4-п) в різних аеропортах

Таблиця 1

Значення по модулю першої негативної амплітуди при польоті після 3-го до 4-го і при польоті після 4-го розвороту до посадки

Пілоти, у1 Аеропорт	1	2	3	4
Анталія	(3-4) 0.40327, 0.31251 (4-п) 0.30708, <u>0.66751</u>	(3-4) <u>0.76226</u> , 0.46975, 0.41642 (4-п) <b>0.091785</b> , 0.24683, 0.46557	(3-4) 0.23082, 0.27361, 0.21424, 0.23975, <b>0.17819</b> (4-п) 0.63843, 0.37931, 0.33677, 0.12093, 0.60857	(3-4) 0.33913 (4-п) 0.30907
Бориспіль	(3-4) 0.06815 (4-п) 0.056971		(3-4) 0.27341 (4-п) <b>0.0093231</b>	(3-4) <u>0.44514</u> , <b>0.0027797</b> (4-п) <u>0.30369</u> , <u>0.38101</u>
Чернівці			(3-4) (4-п) 0.82037 0.61652	
НХ		(3-4) 0.22582, 0.35425 (4-п) 1.2745, <u>1.3527</u>	(3-4) <u>0.61236</u> , <b>0.18558</b> (4-п) 0.85517, <b>0.41716</b>	
Херсон				(3-4) (4-п) 0.29059 0.47752
Шарм Ель Шейх	(3-4) (4-п) <b>0.46516</b> <u>0.60838</u>	(3-4) (4-п) <u>0.67</u> <b>0.51386</b>		
Кривий Ріг	(3-4) (4-п) 0.019928 0.20234			

Проведено порівняльний аналіз мінімальних і максимальних значень  $y_1$  при заході на посадку. Наприклад, при заході на посадку пілота 3 на аеродром Анталії спостерігається різниця  $y_1$  в 3.23 рази між траєкторією на глісаді до посадки і на ділянці входу в глісаду. Це говорить про те, що доцільно домагатися в процесі підготовки зменшувати таку різницю між цими коефіцієнтами.

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 3-го до 4-го розвороту рівні 0.23082, 0.27361, 0.21424, 0.23975, 0.17819. Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.27361 - 0.17819}{0.27361 + 0.17819} = 0.2112$$

Значення по модулю перших негативних амплітуд при польоті після 4-го розвороту до посадки рівні 0.63843, 0.37931, 0.33677, 0.12093, 0.60857.

Коефіцієнт посилення дорівнює:

$$K_n = \frac{0.63843 - 0.12093}{0.63843 + 0.12093} = 0.68149$$

Після попередньої оцінки якості техніки пілотування пілотів авіакомпанії виберемо найбільш показові польоти. Всі пілоти брали участь в посадках в аеропорт Анталія. Так само представляють інтерес польоти при посадці на складні аеродроми N і X. Проведено спектральний аналіз нормованих і ненормованих автокореляційних функцій кута крену цих польотів. Виберемо функції з максимальними і мінімальними значеннями перших негативних амплітуд, взятих по модулю.

Для підрахунку спектру автокореляційних функцій  $\gamma$  по дискретних значеннях використовуємо формулу інтеграла Фур'є:

$$S_t = \sum_{i=1}^{N-1} K_i \cdot e^{\frac{-i \cdot 2 \cdot \pi \cdot i \cdot t}{N}}$$

В результаті польотів на літаку B-737-500 було встановлено, що максимальні амплітуди спектрів автокореляційних функцій кута крену на глісаді значно відрізняються в залежності від довжини глісади (рис. 8).

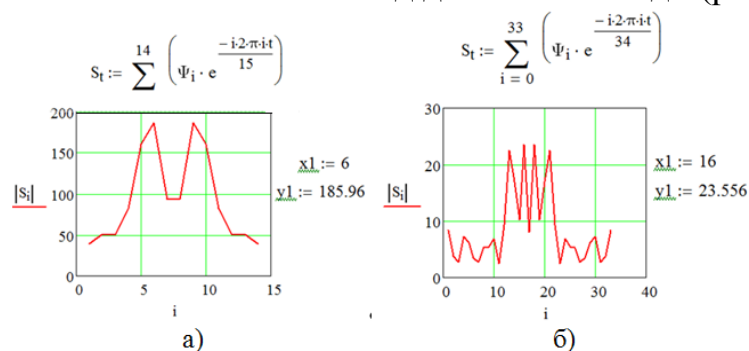


Рис. 8. Лістинг спектрів ненормованих автокореляційних функцій кута крену на глісаді:

- а – посадка (пілот 2, аеродром X) з укороченою глісадою ( $t = 60$  с);
- б – посадка (пілот 3, аеродром N) з нормальною глісадою ( $t = 260$  с)



Амплітуда спектра в першому випадку дорівнює  $y_1=185.96$ , у другому випадку –  $y_1=23.356$ . Таким чином спостерігається перевищення  $y_1$  посадки з укороченою глісадою від нормальної в 7.96 разів, що підтверджує теоретичні висновки, які викладені в попередньому розділі.

Розрахунки показали, що статистичний розподіл  $\gamma$  не суперечить нормальному закону розподілу з ймовірністю приблизно рівної 0.7. Раніше проведені дослідження вказують на те, що значного погіршення якості техніки пілотування не відбувається.

Нами також розглянуто вплив відмов на якість техніки пілотування на КТЛ Ан-148. Слід зазначити, що проаналізовано складніші відмови, ніж у раніше проведених науково-дослідних роботах на застарілих літаках. В результаті чого виділені нові закономірності.

Статистичний розподіл кута крену при «польоті» на КТЛ Ан-148 при заході на посадку між третім і четвертим розворотами і після четвертого розвороту до посадки не суперечить нормальному розподілу з ймовірністю 0.7.

При «складних» відмовах статистичний розподіл кута крену при «польоті» на КТЛ Ан-148 з більшою ймовірністю не суперечить розподілу Вейбула (рис. 9).

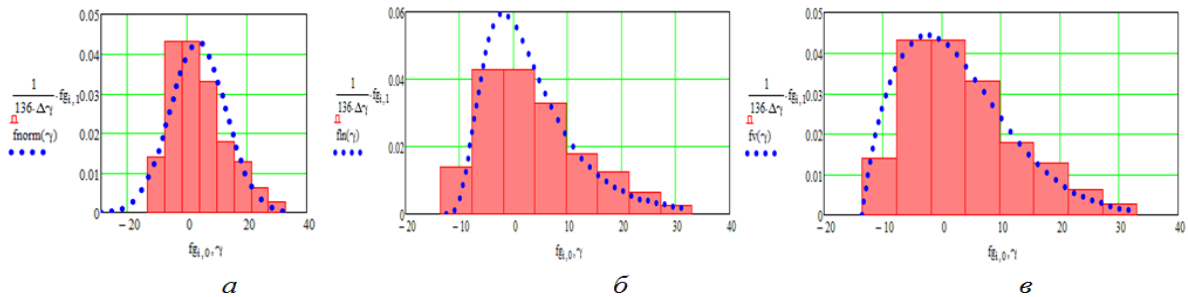


Рис. 9. Гістограма значень  $\gamma$  та її апроксимація нормальним (а), логарифмічно-нормальний (б) та узагальненим Вейбулівським (в) законами розподілу

На рис. 10 приведена реалізація кута крену під час польоту на КТЛ Ан-148. Частина цієї реалізації відповідає випадку, коли має місце кілька відмов у системі авіоніки повітряного судна («складна» відмова повітряного судна). Інша частина реалізації характеризується наявністю «нескладної» відмови. На рис. 10 видно, що характер тренда кута крену стохастичний. На перший погляд, у першій частині реалізації спостерігається модель випадкового процесу у вигляді адитивної суміші гармонійної складової і випадкових змін кута крену.

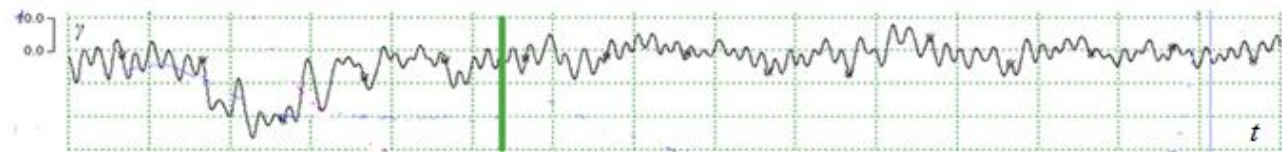


Рис. 10. «Політ» на КТЛ з відмовами першого і третього каналу електро-дистанційної системи керування і відсутністю управління лівим елероном та інтерцепторами на лівому напівкрилі, де  $\gamma$  – кут крену (град.).

Слід зазначити, що прояви підвищеної напруженості людини-оператора, які проявляються в переході від стаціонарного випадкового процесу в детерміновані коливання у вигляді синусоїди, часто бувають приховані. Іноді це не приводить до збільшення амплітуди параметрів, так як окремі відмови не завжди супроводжуються виходом за обмеження, які встановлені в посібниках з льотної експлуатації і тому не спостерігається детермінованої складової у випадковому процесі зміни кута крену. Однак, при подальшому впливі інших негативних факторів значення амплітуди параметрів збільшується в рази (рис. 11), що може мати катастрофічні наслідки.

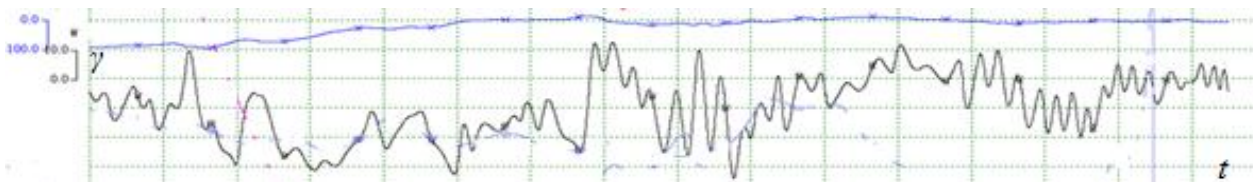


Рис. 11. Повна відмова ЕДСУ (резервне управління без демпфірування) та відмова другого (правого) двигуна

Виконано синтез двох алгоритмів виявлення факту підвищеної психофізіологічної напруженості пілота у випадку складних відмов. Перший алгоритм заснований на критерії Неймана-Пірсона, а другий – відповідає оптимальному Байєсівському критерію. У процесі синтезу алгоритмів виявлення використовувалося припущення про те, що в тренді кута крену у випадку складних відмов спостерігається гармонійна складова. Це дозволило спростити аналітичний вид алгоритмів обробки даних.

Вирішальна статистика для першого методу згідно з критерієм Неймана-Пірсона

$$RS = \sum_{i=0}^{N-1} \frac{2S_i \cdot (\xi_i - m) - (S_i)^2}{2 \cdot \sigma^2} = 13.333,$$

де  $S_i$  – адитивна суміш цього ж шуму з синусоїдальним коливанням,  $m$  – математичне сподівання,  $\sigma$  – середньоквадратичне відхилення,  $\xi$  – поточні значення коливань кута крену з фіксацією амплітуд ( $N=140c$ ,  $i=0..N-1$ ,  $\xi=(10:6) \times x$ ).

Для другого методу згідно з Байєсівським підходом

$$V_p = \sigma^2 \cdot \ln \left( \frac{q}{p} \cdot \frac{C_{01} - C_{00}}{C_{10} - C_{11}} \right) + 0.5 \cdot \sum_{i=0}^{N-1} (S_i) = 356.438,$$

де  $V_p$  – поріг прийняття рішення,  $C_{00}$  та  $C_{11}$  – витрати, пов'язані з правильними рішеннями,  $C_{01}$  та  $C_{10}$  – витрати, пов'язані з помилковими рішеннями.

$$RS = \sum_{i=0}^{N-1} [S_i (\zeta_i - m)] = 435.$$

Таким чином, два розглянутих алгоритми на основі критерію Неймана-Пірсона й оптимального Байєсівського критерію виявили наявність детермінованої синусоїдальної складової в цьому польоті на КТЛ.

Робочі характеристики для двох алгоритмів виявлення показані на рисунку 12. Зокрема експлуатаційні характеристики мають однакову тенденцію до збільшення.



Рис. 12. Робочі характеристики для двох алгоритмів виявлення

Аналіз закону розподілу за тангажем «польоту» на КТЛ Ан-148 від кінця четвертого розвороту до посадки показав, що статистичний розподіл зміни кута тангажу не суперечить розподілу Вейбула з ймовірністю 0.63.

Поліпараметричний розрахунок за трендовими алгоритмами виявив, що коефіцієнт посилення ( $K_{noc} = 3.76$ ) при «польоті» на КТЛ Ан-148 від кінця четвертого розвороту до посадки зі «складними» відмовами ( $K_{noc} = 3.76$ ) більший, ніж при польоті без відмов в 3,76 разів.

Аналіз закону розподілу по тангажу під час реального польоту на літаку Ан-148 від кінця 2-го розвороту до посадки показав (без урахування розворотів), що статистичний розподіл зміна кута тангажу не суперечить розподілу Вейбула з ймовірністю 0.7.

Проведено розрахунок параметрів потоку відмов та ймовірностей безвідмовної роботи сучасних навігаційних систем безпілотних літальних апаратів лямда та імовірісно-фізичних методів.

У зв'язку з тим, що розрахунок показників безвідмовності в провідних фірмах проводиться за експоненціальною моделлю, то доцільно зробити перерахунок. Нам необхідно знати ймовірність безвідмовної роботи авіоніки конкретних повітряних суден. Відмови і збої авіоніки призводять до підвищеної психофізіологічної напруженості людини і погіршення якості техніки пілотування. Тому екіпажам, які використовують техніку після її тривалої експлуатації, слід збільшити кількість тренувань на КТЛ.

**П'ятий розділ** присвячений розробці перспективних програм (алгоритмів) та методик (методичних вказівок) підготовки пілотів на КТЛ. Інтегральна оцінка якості підготовки екіпажу до особливих випадків польоту заснована на методі отримання вихідних даних від систем об'єктивного контролю для порівняльного аналізу «польотів» між третім і четвертим розворотами і після четвертого розвороту до посадки (рис. 13).

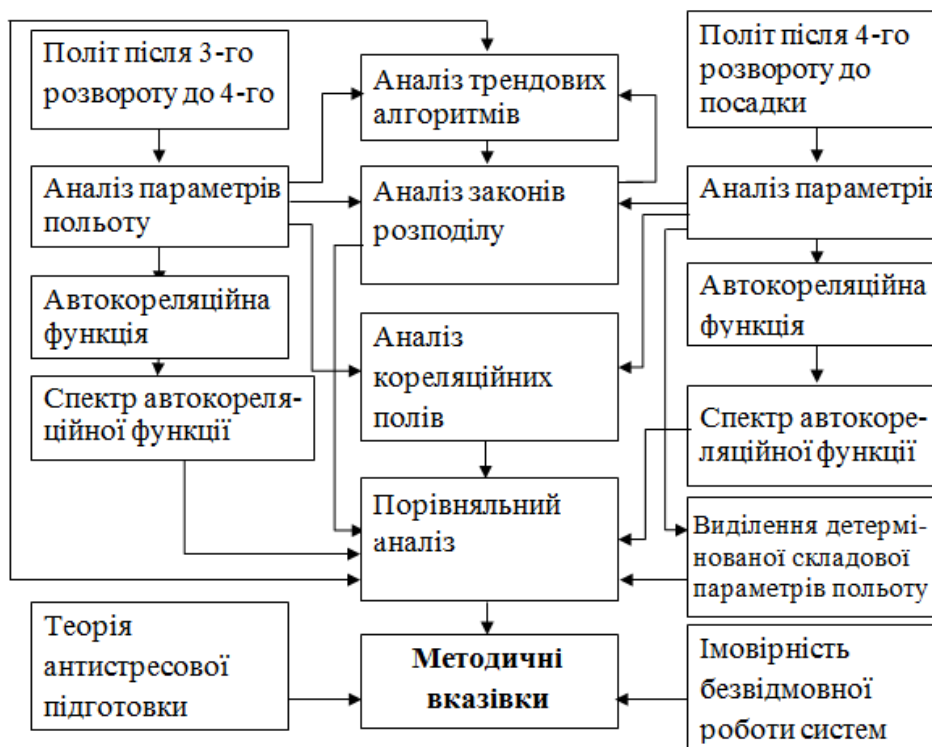


Рис. 13. Схема отримання вихідних даних від систем об'єктивного контролю та їх надання інструкторському складу

В цілому, розроблену схему отримання вихідних даних від систем об'єктивного контролю і методів їх обробки можна застосовувати для вдосконалення програмного забезпечення сучасних КТЛ з метою автоматизації процесу прийняття рішень про якість підготовки пілотів до особливих випадків польоту.

Для оцінки якості польоту від кінця третього розвороту до четвертого і після нього до посадки необхідно використовувати аналіз автокореляційних функцій. За нормованими автокореляційними функціями розрахуємо коефіцієнти для порівняння по модулю перших негативних значень  $y_{амп}$ . Далі групуються дані за ступенем величини значень  $y_{амп}$ . Складається таблиця за ступенем зростання  $y_{амп}$ . Затим обчислюється спектр ненормованої автокореляційної функції з найменшим показником  $y_{амп}$  і порівнюється з найбільшими показниками.

Експериментальний аналіз показав, що при даному методі оцінки якості техніки пілотування і психофізіологічної напруженості людини-оператора показники кращі при польоті на Б-737-500 від четвертого розвороту до посадки, ніж на глісаді. Недбалість при вході в точку глісаду в директорному режимі управління негативно позначається на якості польоту на глісаді і посадці.

При порівнянні на КТЛ «польотів» від кінця третього до четвертого розворотів при введенні комплексних відмов, які не впливають на аеродинаміку літаків і системи управління літака, виявляється психофізіологічна напруженість людини оператора.

Оцінка якості техніки пілотування за трендовими алгоритмами представлена на прикладі «польотів» на КТЛ Ан-74Т-200 (розділ 4) і Ан-148. Порівнюються коефіцієнти ЗАППС при польотах різної складності.

Метод оцінки якості польоту на літаку Ан-140 з вимиканням двигунів для імітації перебоїв представлений в розділі 3. Наведено розрахунок площ контурів кореляційних полів, які отримані порівнянням параметрів кута крену і кута атаки при відмовах одного з двигунів (табл. 2).

Таблиця 2

Площі контурів кореляційних полів

Площа, см <sup>2</sup>	Політ	Якісний показник
70-80	До збою	Якість гарна
30-45	При збої	Якість пілотування погана
50-60	Після збою	Якість і не погана, і не гарна

Для отримання повної картини необхідно визначати закони розподілу параметрів польоту і виділяти детерміновану складову. Аналіз і синтез цієї інформації неможливий без бази даних і відстеження тенденції якості техніки пілотування екіпажів за отриманими оцінками. Проблема збільшення безпеки польотів є комплексною і може бути вирішена спільними зусиллями льотного, інженерно-технічного, медичного складу, а також вченими, конструкторами і фахівцями інших професій.

На підставі вище викладеного пропонуються наступні методичні рекомендації:

1. Командний склад і інструктори повинні знати, що сучасні авіаційні події носять малоймовірний характер і, незважаючи на певні знання пілотів поведінки в особливих ситуаціях, причинами більшості авіаційних подій по ЧФ є невміння екіпажу діяти адекватно при виникненні малоймовірних факторних накладок.

2. Інструкторам льотного складу необхідно знати і навчати екіпажі ПС теоретичним зведенням про ЗАППС, які спонукали пілотів приймати помилкові рішення.

3. Командному складу необхідно ввести в програми підготовки пілотів навчання екіпажів на КТЛ протидії комплексним відмовленням (три одночасно діючі відмовлення), що імітують малоймовірні факторні накладки.

4. Інструкторам КТЛ необхідно визначати *відхилення* в якості техніки пілотування, пов'язаних з ЗАППС за методами, що розроблені в дисертації.

5. Інструкторам КТЛ варто вводити відмови перед четвертим розворотом, і вони не повинні впливати на аеродинаміку і керованість літака.

6. При виявленні погіршення якості техніки пілотування в пілотів, пов'язаного з ЗАППС, інструктору необхідно звернути на це увагу пілота і провести повторний «політ» з комплексними відмовами.

7. Командному складу необхідно організувати збір інформації про ступінь підготовки екіпажів протидії негативним ЗАППС і передавати її для подальшого аналізу фахівцям з ЧФ.

Для навчання, авіадиспетчерів, авіаційних техніків та інших авіаційних фахівців, які не задіяні в контурі управління повітряним судном, доцільно проводити підготовку до екстремальних умов авіаробіт на антипультах з клавіатурою. Для цього розроблені програми та методики навчання. Антипульти дозволяють враховувати можливість створення факторних накладок та їх моделювання. Пілоти так само повинні часто працювати з клавіатурою.

**Шостий розділ** присвячений розробці систем для визначення ЗАППС на комплексному тренажері літака, систем попередження про відмови і алгоритмам дій в особливих випадках польоту.

При заході на друге коло при складних метеоумовах спостерігається ЗАППС, який проявляється у пілотів у вигляді невідповідних рухів штурвала на себе і від себе. У зв'язку з такими неадекватними діями були дві катастрофи. Така поведінка екіпажу повністю потрапляє під опис розробленої в дисертації моделі польоту з урахуванням навчання ЗАППС.

Для уникнення такої ситуації пропонується система, яка зображена на рис. 14.

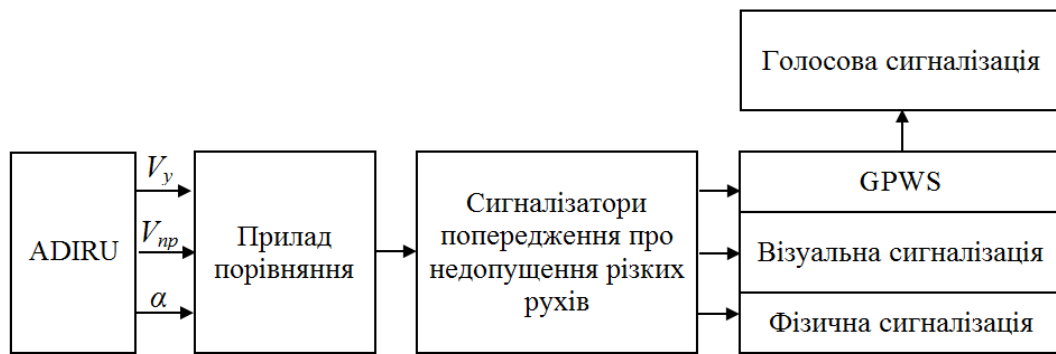


Рис. 14. Система сигналізатора попередження про недопущення різких рухів

Передбачається три види сигналізації: голосова (команда "SLIGHTLY" – плавно), візуальна (підсвічування текстового індикатору на штурвалі) та фізична (невелике збільшення зусиль пілота для руху штурвала). Візуальна сигналізація вмикає підсвічування текстового індикатору "PULL UP SLIGHTLY" жовтим кольором, цей колір використовується для позначення граничних режимів, в яких необхідна обережність.

Сигналізація спрацьовує при виконанні умов:

$$\sqrt{\Delta \alpha_i^2 + V_{y_i}^2 + \theta_i^2} > \sqrt{\Delta \alpha_{вст}^2 + V_{y_{вст}}^2 + \theta_{i_{вст}}^2}, \quad (16)$$

де  $\Delta \alpha_i$  та  $\Delta \alpha_{вст}$  – відповідно поточна та встановлена максимальна величини кута атаки,

$V_{y_i}$  та  $V_{y_{вст}}$  – відповідно поточна та максимально допустима встановлена величини вертикальної швидкості ПС,

$\theta_i^2$  та  $\theta_{i_{вст}}^2$  – відповідно поточна та встановлена величини кута тангажу.

$$V_{np} < V_{вст} + \Delta V, \quad (17)$$

де  $V_{пр}$  – приладова швидкість ПС,

$V_{вст}$  – встановлена швидкість ПС, при якій ПС починається звалювання,

$\Delta V_y$  – приріст швидкості, необхідний для спрацьовування сигналізації попередження різких рухів.

Величина кута атаки розраховується за формулою:

$$\Delta \alpha = \frac{\alpha_{max} + \alpha_{min}}{\alpha_{min}}, \alpha_{min} \neq 0, \quad (18)$$

де  $\Delta \alpha$  – величина кута атаки,

$\alpha_{max}$  – критичне значення кута атаки, при якому починається зрив потоку,

$\alpha_{min}$  – мінімальне значення амплітуди кута атаки.

При вході в глісаду необхідно дотримуватися не тільки точності входу в глісаду, але і справжньої швидкості. У разі перебоїв у системах кута атаки або приладової швидкості необхідна оперативна інформація екіпажу про цю подію. Для цього пропонується порівнювати площі кореляційних полів залежності  $\Delta \alpha_j = (\alpha_j - 1) / \alpha_{jmin}$  від  $\Delta V_j = (V_j - 1) / V_{jmin}$ . Зменшення площі говорить про збій. У третьому розділі розглянуто приклад визначення відсутності координованого розвороту за залежністю  $\alpha$  від  $\gamma$ .

Для реалізації роботи цієї системи ми пропонуємо наступний метод. Нехай на кореляційному полі задано значення:  $x_1, x_2 \dots x_n$ , яким відповідають величини  $y_1, y_2 \dots y_n$ .

Об'єднаємо множину точок функціональною залежністю  $\varphi(x)$ . Її вибір здійснюється на основі теоретичних вимірювань або виходячи з того, яким чином розміщені точки на кореляційному полі. Щоб якомога точнішим був процес апроксимації, необхідно підібрати у вибраній функції  $y = \varphi(x, a, b, c \dots)$  числові параметри  $a, b, c \dots$ . Для вирішення цієї задачі застосуємо відомий метод найменших квадратів.

Розглянемо суму квадратів різниці значень  $y_2$  і функції  $\varphi(x, a, b, c \dots)$  у відповідних точках. Функцію суми позначимо  $F(a, b, c \dots)$ .

$$F(a, b, c \dots) = \sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c))^2$$

Для функції суми необхідно підібрати числові параметри  $a, b, c \dots$ , щоб вона була найменшою, тобто:

$$F(a, b, c \dots) = \min.$$

Для визначення мінімуму функції суми необхідно розглянути рівняння з частинними похідними:

$$\frac{\partial F}{\partial a} = 0, \quad \frac{\partial F}{\partial b} = 0, \quad \frac{\partial F}{\partial c} = 0 \dots$$

Представимо ці рівняння у вигляді системи:



$$\begin{cases} \sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c, \dots)) \frac{\partial \varphi(x_i, a, b, c, \dots)}{\partial a} = 0 \\ \sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c, \dots)) \frac{\partial \varphi(x_i, a, b, c, \dots)}{\partial b} = 0 \\ \sum_{i=1}^n (y_i - \varphi(x_i, a, b, c, \dots)) \frac{\partial \varphi(x_i, a, b, c, \dots)}{\partial c} = 0 \end{cases}$$

Розв'язання такої системи рівнянь при підстановці у них значень  $X_i$  і  $Y_i$  буде мати числові параметри  $a, b, c, \dots$ , які найкращим чином будуть мінімізовані функцією суми  $F(a, b, c, \dots)$ .

Таким же чином на кореляційному полі можна визначити ще одну функцію  $y=f(x)$ . У цьому випадку між кривими на певному інтервалі  $x \in [x_1, x_2]$  обчислюється площа криволінійної фігури.

$$S_{abcd} = \int_{x_1}^{x_2} [\varphi(x) - f(x)] dx.$$

Якщо на кореляційному полі функція, яка апроксимує задані значення, не побудована з певних причин і є необхідність визначити площу многокутника, утвореного заданими точками, тоді необхідно визначити функціональну залежність кожної ланки многокутника.

Нехай заданий многокутник буде опуклим. Рівняння прямих на ділянках 1-2, 2-3...,  $n-1-n$ , 1- $n$ :

$$\begin{aligned} \frac{x - x_2}{x_3 - x_2} &= \frac{y - y_2}{y_3 - y_2}, \text{ або } y_{2-3} = k_2 x + b_2. \\ \frac{x - x_{n-1}}{x_n - x_{n-1}} &= \frac{y - y_{n-1}}{y_n - y_{n-1}}, \text{ або } y_{n-1-n} = k_n x + b_n. \\ \frac{x - x_1}{x_n - x_1} &= \frac{y - y_1}{y_n - y_1}, \text{ або } y_{1-n} = kx + b. \end{aligned}$$

Площа многокутника визначиться за формулою:

$$S_{1-2-3-n} = \int_{x_1}^{x_2} (y_{1-2} - y_{1-n}) dx + \int_{x_2}^{x_3} (y_{2-3} - y_{1-n}) dx + \dots +$$

Зменшення площі вище зазначених параметрів свідчить про погіршення якості польоту. Для кожного типу літака слід провести розрахунки за даною методикою про якість польоту, яку кількісно розділяють на гарну, середню і погану.

Визначимо площу многокутника, який побудовано згідно з даними таблиці 3. Він представляє собою функціональну залежність кута атаки  $\Delta\alpha$  від швидкості польоту  $\Delta V$  у відносних одиницях.



Функціональна залежність кута атаки  $\Delta\alpha$  від швидкості польоту  $\Delta V$  у відносних одиницях

$\alpha$	21,2	20,6	18,6	14,5	13	14,3	16,4	17,8	21,8
$V$	365	375	381	388	400	402	405	410	412
$\Delta\alpha$	20,2	19,6	17,6	13,5	12	13,3	15,4	16,8	20,8
$\Delta V$	364	374	380	387	399	401	404	409	411

Отримане сумарне значення площі многокутника польоту літака представимо у відносних одиницях в межах  $S \in [0;1]$ . Для цього визначимо граничні значення по  $\Delta V$  і  $\Delta\alpha$ :

$$\Delta\alpha_{ri} = 20,8 - 12 = 8,8.$$

$$\Delta V_{ri} = 411 - 364 = 47.$$

Площа у відносних одиницях:

$$S_{B1} = \frac{S_1}{\Delta\alpha_{ri} \Delta V_{ri}} = \frac{219,74}{8,8 \times 47} = 0,531.$$

Коли  $S_B = 0$ , то це означає, що політ літака не відбувся з певних причин. При  $S_B = 1$  вибірка параметрів польоту літака утворює прямокутник або квадрат на координатній площині.

Аналогічним чином обробимо вибірку параметрів польоту літака під час перебою. Дані вибірки представлені у таблиці 4.

Таблиця 4

Вибірка параметрів польоту літака під час збою

$\alpha$	21,8	25,6	26,6	26,9	28,1	28,5	30,6
$V$	427	426	425	422	412	405	398
$\Delta\alpha$	20,8	24,6	25,6	25,9	27,1	27,5	29,6

Многокутник 7 ділянок, які є уявними. Для кожної ділянки визначимо лінійну залежність та отримані результати зведемо у таблицю.

Визначимо граничні значення по  $\Delta V$  і  $\Delta\alpha$ :

$$\Delta\alpha_{r2} = 29,6 - 20,8 = 8,6.$$

$$\Delta V_{r2} = 426 - 397 = 29.$$

Площа у відносних одиницях дорівнює:

$$S_{B2} = \frac{S_2}{\Delta\alpha_{r2} \Delta V_{r2}} = \frac{51,6}{8,6 \times 29} = 0,206.$$

Зменшення площі вище зазначених параметрів свідчить про погіршення якості польоту. Для кожного типу літака слід провести розрахунки за даною методикою про якість польоту.

Значення відносних площ вказують на те, що якість пілотування за параметрами  $\Delta V$  і  $\Delta \alpha$  в польоті літака під час збою значно гірша, ніж до збою. Погіршення якості становить 2,5 рази.

У дисертації розроблено також спосіб відстеження розрахункової залежності швидкості від кута атаки. Якщо ця залежність неправильна, то про це необхідно сигналізувати екіпажу (рис. 15).

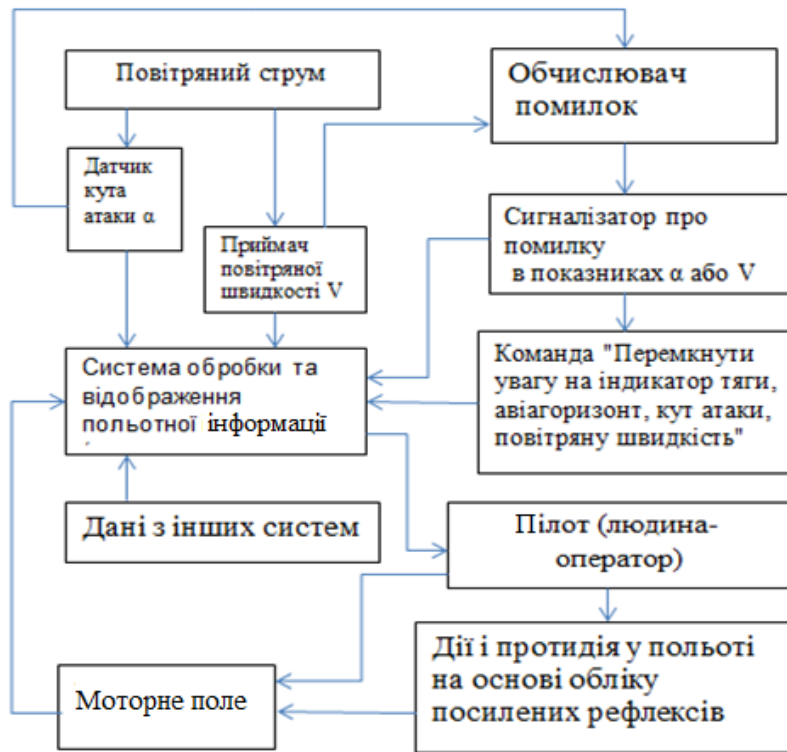


Рис. 15. Схема алгоритму дій екіпажу при спрацюванні сигналізації у разі виходу з ладу систем індикації кута атаки або швидкості

Алгоритм дій екіпажу в цьому випадку такий:

1. Перевести погляд на авіагоризонт і порівняти його зміни з показником кута атаки.
2. При їх кореляції підозра падає на несправність в системі показчика приладової швидкості.
3. Переконатися в нормальній тязі двигуна.
4. Після підтвердження підозри на збій (відмову) в системі показчика приладової швидкості зосередитися на показчику авіагоризонту, тяги двигунів і кута атаки.
5. При збої (відмові) в системі індикації кута атаки перевірити кореляцію між індикаторами авіагоризонту і кута атаки.
6. Далі орієнтуватися по авіагоризонту, тязі двигунів і швидкості.
7. При наявності природного горизонту також перевіряти свої дії по ньому.

На підставі схеми отримання вихідних даних від систем об'єктивного контролю та їх надання інструкторському складу (рис. 15) розроблена система автоматизованої обробки «польотних» даних на КТЛ.

Крім того, інструкторському складу за всіма перерахованими вище даними повинна надходити інформація про кількість відмов, етапу польоту і відхилення від точки входу в глісаду.

### **ВИСНОВКИ**

В дисертації вирішено актуальну наукову проблему покращення характеристик ергатичних систем управління повітряним судном в особливих випадках польоту і точності входу в глісаду. Розроблені методи дозволяють оцінити вплив негативних чинників на якість льотної експлуатації екіпажами повітряних суден. Розроблена методологія підготовки екіпажів дозволяє зменшити вірогідність неправильних дій, які можуть привести до авіаційної події, що в разі знижує ефективність показників роботи авіатранспорту. Для комплексної оцінки характеристик ергатичних систем управління інтелектуальними системами розроблено математичний апарат.

1. Факторна модель навчання пілотів дозволяє підвищити якість підготовки екіпажів до особливих випадків польоту. Методи навчання екіпажу на комплексному тренажері літака, які розроблені в дисертації, необхідно застосовувати комплексно. Синтез методів підвищує об'єктивність оцінки ергатичної системи управління повітряним судном.

2. Метод порівняння кореляційної функції з впливом негативних чинників і їх відсутністю дозволяє визначати недоліки в роботі людини-оператора при вході літального апарату в глісаду по запропонованих формулах. На їх основі розроблені практичні методи оцінки характеристик ергатичної системи управління.

3. Метод оцінки точності входу в глісаду по автокореляційній функції при різній складності польоту, на відміну від відомих методів, дозволяє визначити вплив цього на якість техніки пілотування на глісаді. Доведено, що затримка пілотом входу в глісаду небезпечніша, ніж випередження.

4. Метод визначення ймовірнісних меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда служить для оцінки якості техніки пілотування і відвертання збільшення амплітуди параметрів польоту літака, що пов'язано з дією на екіпаж негативних факторних накладок.

5. Для оцінки характеристик ергатичної системи застосований метод аналізу спектрів автокореляційних функцій, як на комплексному тренажері літака, так і в реальних польотах. Цей метод дозволяє оцінити якість техніки пілотування при підвищеній психофізіологічній напруженості пілота. Результати аналізу цим методом і методичні вказівки впроваджені в авіакомпанії, що підтверджено відповідним актом.

6. Виконано синтез двох алгоритмів для виділення детермінованої складової з випадкового процесу зміни параметра польоту. Перший алгоритм ґрунтований на критерії Неймана-Пірсона, а другий – відповідає оптимальному Байєсовському критерію. В результаті проведеного експерименту на комплексному тренажері літака після введення складних відмов при «польоті

по кругу» було встановлено наявність детермінованої складової параметра, що пов'язано з підвищеною психофізіологічною напруженістю людини-оператора.

7. Отримані кількісні показники якості техніки пілотування при відмовах методом визначення площ кореляційних полів по куту атаки і швидкості. Цей метод дозволяє через систему сповіщення попередити екіпаж про небезпечний режим польоту.

8. На підставі розроблених в дисертаційній роботі методів і концепцій розроблені системи для впровадження в конструкторські і експлуатуючі організації. Це системи контролю якості техніки пілотування при одночасних відмовах у «польоті» на комплексному тренажері літака, попередження різких рухів пілотів при відході на другий круг на основі трендових алгоритмів, сигналізації про недостовірну інформацію по кутах атаки, крену і приладової швидкості літака, використовуючи метод визначення площ кореляційних полів, алгоритм дій в таких випадках.

Розроблені способи антистресової підготовки при роботі з пристроями введення інформації, визначення тенденції втрати просторового орієнтування, ризиків великого крену і вертикальної швидкості.

Розроблені методи можуть бути використані в науково-дослідних роботах, в експлуатаційних підрозділах цивільної авіації, центрах підготовки на комплексних тренажерах літака, впроваджені в навчальний процес при підготовці авіаційних фахівців.

## **СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ РОБІТ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**

### *Коллективна монографія з досліджень*

1. Hryshchenko Yurii. Methods for Assessing of the Glissade Entrance Quality by the Crew / Victor Romanenko, Daria Pipa // Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries. IGI Global science reference, USA, 2019, pp. 372-403.

### *Статті у наукових фахових виданнях*

2. Грищенко Ю.В. Организация снятия явления усиления динамического стереотипа на комплексном тренажере самолёта в учебно-тренировочном центре / Ю.В. Грищенко, Н.Ф. Дмитриченко, А.Г. Ревук // Проблемы эксплуатации и надежности авиационной техники: Сб. науч. Тр. – К.: КМУГА, 1998. – С. 15-17.

3. Грищенко Ю.В. Автокорреляционные функции в определении признаков явления усиления динамического стереотипа пилота // Наукові праці академії: випуск V, частина 1/3а ред. Р. М. Макарова. – Кіровоград: Видавництво ДЛАУ, 2000. – С. 226-231.

4. Грищенко Ю.В. Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2003. – Вып. 139. – С. 81-85.

5. Грищенко Ю.В. Парные полеты как способ анализа явления усиления динамического стереотипа у пилотов // Кибернетика и вычислительная техника, 2003. – Вып.140. – С. 31-34.

6. Грищенко Ю.В. Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта // Кибернетика и вычислительная техника. Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2004. – Вып.142. – С. 35-40.
7. Грищенко Ю.В. Использование принципа инвариантности систем управления при оценке усиленных рефлексов И.М. Сеченова / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкіна // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.143. – С. 39-44.
8. Грищенко Ю.В. Математичні аспекти розв'язання задач обліку великої кількості факторів при експлуатації авіоніки / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, А.А. Положевець // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып.146. – С. 81-89.
9. Грищенко Ю.В. Исследование качественных границ применения методов корреляционного анализа в авиационной медицине, инженерной психологии, и эргономике при анализе явления усиления динамического стереотипа / Ю.В. Грищенко, Я.О. Курушкіна // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып. 148. – С 59-64.
10. Грищенко Ю.В. Аналітика існуючих показників та критеріїв технічної експлуатації на етапі узагальнення / Ю.В. Грищенко, С.О. Янкова // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2006. – №3(9). – С. 81-87.
11. Скрипеч А.В. Особенности процесса эксплуатации воздушных судов авиатехниками среднего звена и его информационное обоснование с позиции авиационной инженерной психологии и эргономики / А.В. Скрипеч, Ю.В. Грищенко, А.А. Пилипенко // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2006. – Вып.150. – С. 81-87.
12. Ситнянських Л.М., Грищенко Ю.В. Менеджмент комерційної діяльності авіакомпаній та державна політика України / Л.М. Ситнянських, Ю.В. Грищенко // Проблеми системного підходу в економіці. Збірник наукових праць, К.: НАУ, 2006. – Вип.19. – С. 179-187.
13. Грищенко Ю.В. Исследование подходов определения причин ошибок летного состава в авиапроисшествиях / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 4(10), 2006. – С. 135-140.
14. Грищенко Ю. В. Прибор моделирования ошибок операторов на основе антипульта клавиатуры компьютера / Ю.В. Грищенко, А.П. Слободян, Е.В. Кожохина // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1(11), 2007. – С. 189-194.
15. Грищенко Ю.В. Исследование вопросов развития учений Сеченова об усиленных рефлексах и учения Павлова о динамическом стереотипе с середины XIX до начала XXI века // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2007. – Вып. 154. – С 41-52.
16. Грищенко Ю.В. Розробка перспективних програм та методик підготовки пілотів на комплексному тренажері літака з використанням процесного підходу / Ю.В. Грищенко, О.І. Варченко, В.Д. Гуленко // Науковий журнал. К.: Вісник НАУ, № 3-4 (33), 2007. – С. 90-95.

17. Хохлов Е.М. Процессная концепция производства полётов и её фундаментальное значение для развития авиации СНГ / Е.М. Хохлов, Аль-Аммори Али, Ю.В. Грищенко, Е.П. Шкурко // ISSN 0235-5000. Проблемы безопасности полётов. Науч.-техн. журн. – Москва: ВИНТИ. – 2008. – № 1. – С. 16-26.

18. Грищенко Ю.В. Інтегральне оцінювання повітряного корабля з урахуванням авіоніки пріоритетними технологіями розгортання / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан, В.М. Хімін // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, № 1, 2008. – С. 98-109.

19. Грищенко Ю.В. Обоснование применения принципа инвариантности при анализе процессов в системах человек-машина неклассическими методами / Ю.В. Грищенко, А.В. Соломнцев // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2009. – Вып.156. – С. 71-76.

20. Хохлов Е.М. Безопасность полетов и человеческий фактор: процессная концепция безопасности полета и цикловая статистика / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, Е.Г. Кондрашов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2009. – Вып.158. – С. 42-48.

21. Грищенко Ю.В. Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №3(21). – С. 69-73.

22. Шмелёв Ю.Н. Границы дихотомического анализа при исследовании предпосылок авиационных происшествий в период летной подготовки курсантов и методы применения обобщённых оценок / Ю.Н. Шмелёв, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2009. – №4(22). – С. 28-35.

23. Гуленко В.Д. Моделирование и оценка визуальной потери направления угла крена летными экипажами по модульным распределениям параметров полета / В.Д. Гуленко, Ю.В. Грищенко, В.М. Грибов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2010. – Вып.160. – С. 43-56.

24. Скрипец А.В. Антистрессовая подготовка пилотов и авиадиспетчеров / А.В. Скрипец, Ю.В. Грищенко, А.Е. Волков, Д.А. Волошенко, Е.М. Хохлов // Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2011. – Вып.163. – С. 54-64.

25. Hryshchenko Y.V. Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century // Proceedings of the National Aviation University, 2014, no. 1, pp. 53-58.

26. Gribov V.M. To the question of dependability calculation failures based on the exponential model of distribution of failures / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, O.V. Kozhokhina // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2015. – №1(43), pp. 59-66.

27. Hryshchenko Y.V. Autocorrelation functions and their application for assessing / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // Proceedings of the National Aviation University. 2015. №2 (63). pp. 27-33.

28. Грищенко Ю.В. Анализ возможности управления траекторией движения самолета по корреляционной функции / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2015. – Вып.181. – С. 35-46.

29. Хохлов Е.М. Способ определения качества пилотирования по контурам корреляционных полей параметров полета в особых условиях / Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко, О.Н. Володько // Кибернетика и вычислительная техника: Науковий журнал. – К.: Вид. дім «Академперіодика» НАН України, 2016. – Вып.183. – С. 39-51.

30. Gribov V.M. Exponential model deviations in reliability prediction of durable recoverable systems / V.M. Gribov, O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2016. № 2(48), pp. 128-135.

31. Hryshchenko Y.V. Methods of training of modern aircraft flight crews for inflight abnormal circumstances / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, V.D. Tronko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2017. – №1, pp. 66-72.

32. Hryshchenko Y.V. Suggestions of the improvement of the quality of flight during landing and missed approach go around maneuver / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, Y.Y. Hryshchenko // Electronics and control systems. – Kyiv, NAU, 2017. – №2(52), pp. 103-109.

33. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov V.M., Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // Proceedings of the National Aviation University. 2018 (74). – №1, pp. 75-83.

34. Hryshchenko Y.V. Suggestions to the methods for assessing the quality of the glide path entrance / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2018. № 3(57), pp. 41-48.

35. Hryshchenko Y.V. The problem of uncoordinated aircraft turn on small flight speed / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. № 1(59), pp. 50-57.

36. Hryshchenko Y.V. Piloting quality assessment systems / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, A.I. Amelina // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2019. – № 3(61), pp. 55-60.

37. Грищенко Ю.В. Алгоритми обробки даних під час підготовки пілотів на комплексному тренажері літака / Ю.В. Грищенко, М.Ю. Заліський, С.В. Павлова, О.В. Соломенцев // Збірник наукових праць Державного університету інфраструктури та технологій. – К.: ДУІТ, 2020. – Вип. 1(29). С. 97-108. doi.org/10.33298/2226-8553/2020.1.29.11.

38. Грищенко Ю.В. Оцінка якості техніки пілотування екіпажу в авіакомпанії // Журнал «Наукоємні технології». – К.: НАУ, 2020. – Вип. 2(46). С. 245-263. DOI: 10.18372/2310-5461.46.14812.

39. Hryshchenko Y.V. Assessment of the flight quality in vertical plane / Y.V. Hryshchenko, S.V. Pavlova, D.M. Pipa, I.V. Kravets // Electronics and Control Systems, Kyiv, NAU, 2020. № 2(64), pp. 87-92.

*Опубліковані праці в збірниках матеріалів і праць міжнародних конференцій, які входять до наукометричної бази Scopus*

40. Hryshchenko Y.V. Mathematical Description Amplification Phenomenon of Integral-Differential Motive Dynamic Stereotype. Methods and Systems of Navigation and Motion Control / Y.V. Hryshchenko, A.V. Skripets, V.D. Tronko // IEEE 3rd International Conference (October 14-17, 2014) – Kyiv, Ukraine, 2014, pp. 71-74.

41. Hryshchenko Y.V. Reliability problem of ergatic control systems in aviation // Methods and Systems of Navigation and Motion Control, IEEE 4th International Conference (October 18-20, 2016) – Kyiv, Ukraine, 2016, pp. 126-129.

42. Hryshchenko Y.V. Quality of Flight During Approach Improvement Suggestions / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko // IEEE 4th International Conference (October 17-19, 2017) – Kyiv, Ukraine, 2017, pp. 69-72.

43. Hryshchenko Y.V. Evaluation of quality and accuracy of flight path during approach and landing / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa // IEEE 5th International Conference (October 16-18, 2018) – Kyiv, Ukraine, 2018, pp. 191-194.

44. Hryshchenko Y.V. Dependability of avionics unmanned aerial vehicles / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, I.V. Kravets // IEEE 5th International Conference "Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments" (October 22-24, 2019) – Kyiv, Ukraine, 2019, pp. 27-30.

45. Hryshchenko Yurii. Quality Assessment of Aircraft Glide Path Entrance // Yurii Hryshchenko, Victor Romanenko, Maksym Zaliskyi / Proceedings of the 9th International Conference "Information Control Systems & Technologies", Session 3: Modeling and software engineering, (September 24-26, 2020) – Odessa, Ukraine, 2020, 649-660. 2020-10-16: (CEUR-WS.org, ISSN 1613-0073).

46. Estimation of the Quality of Glide Path Entrance by the Spectra of the Roll Angle Autocorrelation Functions // Y. Hryshchenko, V. Romanenko, O. Chuzha, E. Nych / IEEE 6th International Conference. October 20-23, Kyiv, Ukraine, 2020. P. 150-153. DOI: 10.1109/MSNMC50359.2020.9255566.

*Тези доповідей*

47. Скрипець А.В. Інформаційно-факторні моделі процесу навчання авіаційних технічних спеціалістів середньої ланки та шляхи їх реалізації в авіа коледжах України / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.О. Пилипенко // К.: НАУ, V Міжнародна конференція «Авіоніка», 2004. – С. 37-38.

48. Грищенко Ю.В. Математичні аспекти розв'язання задач обліку великої кількості факторів при експлуатації авіоніки / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, А.А. Положевець // К.: НАУ, V Міжнародна конференція «Авіоніка», 2004. – С. 38-39.

49. Грищенко Ю.В. Особливості обліку динамічного стереотипу пілота при експлуатації літаків нового покоління // К.: НАУ, VI Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2004», 2004. – С. 33.54-33.56.



50. Грищенко Ю.В. Перспективи оцінки систем авіоніки літака пріоритетними технологіями / Ю.В. Грищенко, Н.М. Самоткан // Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2007». Підсекція 22.3 – Авіоніка, К.: НАУ, 2007. – С. 22.147-22.149.

51. Hohlov E.M. The analytics of flights as the processes of the interaction between a human and a machine from the point of view of new discoveries / E.M. Hohlov, Y.V. Grishchenko // The third world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", September 22-24, 2008. – pp. 33.22-33.25.

52. Грищенко Ю.В. Нові підходи в аналізі кореляційних функцій до оцінки дій екіпажу в складних умовах польоту // IX Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2009». Секція 12 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2009. – С.12.5-12.9.

53. Грищенко Ю.В. Факторна модель польоту // II Міжнародна наукова конференція «Людський фактор у транспортних системах». Секція 2 – «Професійний психофізіологічний відбір операторів». – 2-3 червня 2010 року, м. Київ, 2010. – С. 5.

54. Grishchenko Y.V. The ways for indeterminism overcoming in the analysis of flight crew errors. / Y.V. Grishchenko, V.D. Gulenko, E.M. Hohlov // The fourth world congress "Aviation Scientific research on the anti-stress preparation of specialists in a quarter century", "Safety in aviation and space technology", September 21-23, 2010. – pp. 33.22-33.25.

55. Грищенко Ю.В. Инвариантные свойства лётного почерка при полётах в сложных ситуациях // X Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2011». Секція 9 – Радіоелектронні комплекси та авіоніка. К.: НАУ, 2011. – С. 9.5-9.8.

56. Грищенко Ю.В. Проблема втрати просторового орієнтування у пілотів при різкій зміні курсу літака / Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко // Науково-методична конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ». Секція 5 – Стан та перспективи розвитку авіоніки. К. – НАУ, 21-23 листопада, 2011. – С. 93.

57. Hryshchenko Y.V. Flight safety and human factor: new approach to prevention of aviation incidents / Y.V. Hryshchenko, E.M. Hohlov, V.M. Himin, Y.Y. Hryshchenko // The fifth world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", September 25-27, 2012. – pp. 3.3.9-3.3.12.

58. Gulenko V.D. Problems of pilots losing their spatial orientation because of air traffic controller commands / V.D. Gulenko, Y.V. Hryshchenko, V.O. Rogozhin // The fifth world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", September 25-27, 2012. – pp. 3.3.13-3.3.16.

59. Kozhokhina O.V. Methods of air traffic controllers anti-stress training / O.V. Kozhokhina, Y.V. Hryshchenko // The fifth world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", September 25-27, 2012. – pp. 3.3.20-3.3.22.

60. Грищенко Ю.В. Ергономічні вимоги до бортових систем прогнозування безпеки літаків цивільної авіації / Ю.В. Грищенко, Є.М. Хохлов, Д.В. Потапов, І.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 28-30 листопада, 2012. – С. 103.

61. Hryshchenko Y. The problem of negative influence of the phenomenon of strengthened dynamic stereotype on aviation specialists of aircraft A-320 / Y. Hryshchenko, T. Kravtsova // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 28-30 листопада, 2012. – С. 123.

62. Hryshchenko Y.V. Analytical studies of complex technology interruptions of avionics / Y.V. Hryshchenko, T.M. Kravtsova, E.M. Hohlov, A.S. Shvydchenko // XI Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа-2013». Секція 13 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2013. – С. 13.17-13-20.

63. Грищенко Ю.В. Оценка качества выполнения полёта на этапе посадки воздушных судов // Международная научная конференция «Статистические методы обработки сигналов и данных». – К.: НАУ, 2013. – С. 132-137.

64. Скрипец А.В. Оценка надежности воздушного судна с учетом информационных факторов и контуров обратной связи / А.В. Скрипец, Ю.В. Грищенко, В.Д. Тронько, Е.В. Кожохина // Международная научная конференция «Статистические методы обработки сигналов и данных», 16-17 октября, 2013. – К.: НАУ 2013. – С. 158-162.

65. Skrypets A. Assessment of aircraft with regard of information factors and feedback loops / A. Skrypets, V. Tronko, Y. Hryshchenko, O. Kozhokhina // The sixth world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", September 23-25, 2014. – pp. 3.4.4-3.4.8.

66. Грищенко Ю.В. Применение бортовых систем прогнозирования безопасности полетов в гражданской авиации и их перспективы / Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов, Д.В. Потапов, И.В. Потапов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 17-19 листопада, 2014. – С. 122.

67. Грищенко Ю. В., Скрипец А.В., Тронько В.Д. Применение автокорреляционных функций для определения качества эргатической системы при летной эксплуатации / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 17-19 листопада, 2014. – С. 119.

68. Грищенко Ю.В. Функция автокорреляции траектории глиссады посадки с учетом ошибочных действий пилота / Ю.В. Грищенко, А.В. Скрипец, В.Д. Тронько // XII Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа-2015». Секція 10 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2015. – С. 10.5-10.8.

69. Volodko O.M. Modern concepts of improvement and optimization of onboard equipment / O.M. Volodko, Y.V. Hryshchenko, Y.M. Khokhlov // The

Twelfth International Conference of Science and Technology "AVIA-2015". Application area №10 – Condition and prospects of development of avionics, Kyiv, NAU, 2015. – pp. 10.33-10.36.

70. Gribov V.M. Empirical evaluation of dependability of avionics components under conditions of after-sales service / V.M. Gribov, Y.V. Hryshchenko, Y.Y. Hryshchenko // The seventh world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", September 19-22, 2016. – pp. 3.4.11-3.4.15.

71. Грібов В.М. Про можливість зменшення вірогідності неправдивих відмов блоків типу LRU на основі алгоритмічної надмірності / В.М. Грібов, Ю.В. Грищенко, М.Е. Кіреєв, Д.В. Смолич // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», 21-23 листопада, 2016. – С. 90.

72. Грищенко Ю.В. Оптимізація виконання процедур льотної експлуатації при виникненні особливих польотних ситуацій / Ю.В. Грищенко, А.С. Ковальова // XII Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2017». Секція 16 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2017. – С. 16.17-16.21.

73. Грищенко Ю.В. Проблемы влияния сбоев в системах авионики на качество полёта / Ю.В. Грищенко, М.С. Якименко, А.І. Амеліна // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих вчених і студентів «Проблеми навігації і управління рухом», Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 74.

74. Hryshchenko Y.V. The problem of aircraft's deflection from the glide path entrance point / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, D.M. Pipa, S.O. Tkachuk // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих вчених і студентів «Проблеми навігації і управління рухом», Секція 4 – Авіоніка та системи управління, К.: НАУ, 2017. – С. 79.

75. Hryshchenko Y.V. Engineering-psychological problem of flight safety in case of failures in avionics / Y.V. Hryshchenko, E.O. Starchenko // The eighth world congress "Aviation in the XXI century", "Safety in aviation and space technology", October 10-12, 2018. – P. 5.4.1-5.4.5.

76. Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/АТМ», 21-23 листопада, 2018. – С. 66.

77. Hryshchenko Y.V. Signaling methods about deteriorating quality of aircraft flight and training of pilots / Y.V. Hryshchenko, I.V. Kravets // XIV Міжнародна науково-технічна конференція «Авіа–2019». Секція 15 – Стан та перспективи розвитку авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 15.1-15.5.

78. Hryshchenko Y.V. Ways to improve quality of pilot training in automation of factor load detection / Y.V. Hryshchenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених і студентів «Проблеми навігації і управління рухом», Секція 4 – Сучасні технології в системах авіоніки, К.: НАУ, 2019. – С. 37.

79. Грищенко Ю.В. Оцінка якості входу в глиссаду повітряного судна / Ю.В. Грищенко, В.Г. Романенко, М.Ю. Залиський // Інформаційні управляючі системи і технології (ІУСТ – ОДЕСА–2020): матеріали ІХ Міжнародної науково-практичної конференції (24-26 верес. 2020 р., м. Одеса) / відп. ред. В. В. Вичужанін; Одес. нац. політех. ун-т. – Одеса: Екологія, 2020. – С. 248-250.

80. Hryshchenko Y.V. Probabilistic boundaries of the aircraft entering into the glide path / Y.V. Hryshchenko, V.G. Romanenko, E.O. Nych // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених і студентів «Проблеми навігації, електроніки і управління рухом», К.: НАУ, 2020. – С. 97.

81. Hryshchenko Y. How Human Factor Influences Reliability and Safety of a Flight / Y. Hryshchenko, K. Titenko, O. Turak, // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 20-22 листопада, 2020. – С. 12.

#### *Патенти*

82. Хохлов Е.М. Спосіб визначення перших ознак факторного резонансу авіаційного оператора / Е.М. Хохлов, Г.А. Положевець, Ю.В. Грищенко, А.О. Ткаченко // Патент на корисну модель №39943. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.03. 2009. – 10 с.

83. Гуленко В.Д. Спосіб моделювання втрати просторового орієнтування льотними екіпажами і визначення ризиків великих кренів / В.Д. Гуленко, Е.М. Хохлов, Ю.В. Грищенко // Патент на корисну модель №49211. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.04. 2010. – 6 с.

84. Скрипець А.В. Комплексний автоматичний екстраполятор з функціями вимірювання градієнта вертикальної швидкості повітряного судна та крутизни схилу гір на скануючому радіовисотомірі / А.В. Скрипець, А.Ю. Пономарьова, Т.М. Тимошенко, Ю.В. Грищенко, Е.М. Хохлов // Патент на корисну модель №51343. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 12.07.2010. – 4 с.

85. Скрипець А.В. Спосіб антистресової підготовки пілотів та авіадиспетчерів при відмовах авіоніки в процесі її експлуатації / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, Є.М. Хохлов // Патент на корисну модель № 59067. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України від 10.05.2011. – 6 с.

86. Скрипець А.В. Спосіб визначення рівня відповідності індикації авіагоризонту психофізіологічним можливостям пілотів повітряних суден щодо його сприймання / А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко, О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк // Патент на корисну модель №62876. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 26.09.2011. – 6 с.

87. Грищенко Ю.В. Спосіб визначення тенденції втрати просторового орієнтування пілотами в польоті / Ю.В. Грищенко, К.В. Боковенко // Патент на корисну модель №108485. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України 25.07.2016. – 3 с.

#### *Свідоцтва*

88. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 34766 «Комп'ютерна програма антистресової підготовки авіаційних

операторів – «Антипульт» / О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, А.В. Скрипець, Ю.В. Грищенко // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 02.09.2010.

89. Волков О.Є. Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 37765 Комп'ютерна програма «Визначення оптимальної індикації авіагоризонту пілотів ПС» / О.Є. Волков, Д.О. Волошенюк, Ю.В. Грищенко, В.Д. Гуленко, Д.В. Смолич // Зареєстровано в Державному департаменті інтелектуальної власності Міністерства освіти і науки України 04.04.2011.

## АНОТАЦІЯ

**Грищенко Ю.В. Методи оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном.** – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.22.20 – експлуатація та ремонт засобів транспорту. Національний Авіаційний Університет, Київ, 2021 рік.

Дисертація присвячена розвитку методів оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном. Розглядаються питання виявлення ступеня психофізіологічної напруженості людини-оператора від входу в глісаду до приземлення і при виході на друге коло. Обґрунтовано принцип інваріантності керуючих дій пілотів і зміни параметрів польоту. Для оцінки характеристик явища збільшення амплітуди параметрів польоту повітряного судна (ЗАППС) застосовуються методи аналізу кореляційних, автокореляційних функцій та їх спектрів, законів розподілу і трендових алгоритмів параметрів польоту. Розроблено алгоритми виділення детермінованої складової з випадкового процесу зміни параметрів польоту. За кореляційними і автокореляційними функціями розглянуті траєкторії польоту в ідеальних і екстремальних умовах. У результаті проведеного аналізу показано, що затримка входу в глісаду літака більш небезпечна для якості виконання заходження літака на посадку, ніж випередження. Представлена геометрична інтерпретація ймовірності відхилення від заданої точки при вході в глісаду в тривимірному просторі, що дозволяє визначати ймовірності неточного входу в глісаду за автокореляційними функціями. Встановлено, що визначення складних збоїв авіоніки повітряних суден методом контурних кореляційних полів дає змогу створювати аналізатори нового типу, що допомагають пілоту розпізнати складну польотну ситуацію і прийняти правильне рішення. Ґрунтуючись на аналізі автокореляційних функцій кута крену та їх спектрів, підтверджені теоретичні висновки автора відносно можливості значного послаблення «людського фактора» у виникненні аварійних ситуацій. Представлені методичні вказівки та рекомендації оцінки характеристик ергатичних систем управління повітряним судном. Розроблено програму оцінки напруженості авіаційних спеціалістів, які безпосередньо не пов'язані з пілотуванням літального апарату. Практичну цінність мають також запропоновані системи контролю якості техніки пілотування, попередження різких рухів пілотів при заході на друге коло, сигналізації про недостовірну

інформацію по кутах атаки, крену і приладової швидкості літака та напрацьований алгоритм дій у цих випадках.

**Ключові слова:** амплітуда параметрів, глісада, детерміновані коливання, кореляційні функції, випадковий процес, спектр функцій, траєкторія польоту, людський фактор.

### ABSTRACT

**Grishchenko Yu.V. Methods for assessing the characteristics of aircraft ergatic control systems.** – Qualification scientific work under manuscript copyright.

Dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.22.20 – operation and repair of vehicles. National Aviation University, Kyiv, 2021.

The thesis is devoted to the development of methods for evaluating the characteristics of aircraft ergatic control systems. The issues of identifying the degree of psychophysiological tension of a human operator during the glide path entering, landing and go-around are considered. The principle of invariance of pilots' control actions and changes in flight parameters has been substantiated.

In order to assess the characteristics of the phenomenon of the flight parameters amplitude increase (IFPA), methods of analysis of correlation, autocorrelation functions and their spectra, distribution laws and trend algorithms of flight parameters are used. Algorithms for extracting the deterministic component from the random process of changing the flight parameters have been developed. The flight trajectories are considered in ideal and extreme conditions by means of correlation and autocorrelation functions. As a result of the analysis, it was shown that the delay in entering the glide path by aircraft is more dangerous for the quality of the approach than the advance of entering.

A geometric interpretation of the probability of deviation from a given point while entering the glide path in three-dimensional space is presented. This makes it possible to determine the probabilities of inaccurate the glide path entry from the autocorrelation functions.

It has been established that the determination of complex aircraft avionics failures by the method of contour correlation fields makes it possible to create a new type of failure analyzers that help the pilot to recognize a difficult flight situation and make the right decision.

The above theoretical conclusions are confirmed by the method of analysis of the autocorrelation functions of the roll angle and their spectra.

Methodological guidelines and recommendations for evaluating the characteristics of ergatic aircraft control systems are presented.

A program has been developed to assess the tension of aviation specialists who are not directly related to piloting. The systems for controlling the quality of the piloting technique that prevent sudden movements of pilots during go-around, by signaling of inaccurate information on the angles of attack, roll and indicated airspeed and give the algorithm of actions have practical value.

**Key words:** amplitude of parameters, glide path, deterministic fluctuations, correlation functions, random process, spectrum, flight trajectory, human factor.