МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____Ю.В. Грищенко
«___»_____2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Оцінка якості входу літака в глісаду по спектрам автокореляційних фунцій польотних параметрів»

Виконавець: _____Романенко Олексій Вікторович_____
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____д.т.н., проф., Грищенко Юрій Віталійович_____
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Консультант розділу «Охорона праці»: _____ Козлітін О.О.
(підпис) (прізвище, ім'я, по-батькові)

Консультант розділу «Охорона навколишнього середовища»: _____ Черняк Л. М.
(підпис) (прізвище, ім'я, по-батькові)

Нормоконтролер: _____ В.В. Левківський
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрям (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____Ю.В.Грищенко

«___»_____2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Романенко Олексій Вікторович

1. Тема роботи: «Оцінка якості входу літака в глісаду по спектрам автокореляційних фунцій польотних параметрів»
затверджена наказом ректора від «_05_»__10__2023 р. № 2040/ст.

2. Термін виконання роботи: з 02 жовтня 2023 по 31 грудня 2023.

3. Вихідні дані роботи: розробити систему попередження пілотів про необхідність виходу літака на друге коло на етапі його посадки на основі даних відхилення від траєкторії глісади.

4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз літературних джерел та засобів обробки польотної інформації. Оцінка якості входу в глісаду екіпажем літака. Система попередження пілотів про необхідність виходу літака на друге коло. Охорона праці. Охорона навколишнього середовища.

5. Перелік обов’язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, діаграми, графіки.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Проведення огляду літератури	02-16.10.2023	
2.	Підготовка та написання 1 розділу	16-31.10.2023	
3.	Підготовка та написання 2 розділу	01-15.11.2023	
4.	Підготовка та написання 3 розділу	16-30.11.2023	
5.	Підготовка та написання 4 розділу «Охорона навколишнього середовища»	01-07.12.2023	
6.	Підготовка та написання 5 розділу «Охорона праці»	07-14.12.2023	
7.	Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на дипломну роботу	15-16.12.2023	
8.	Підготовка презентації та доповіді	17-20.12.2023	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Черняк Л. М.		

8. Дата видачі завдання: «02» жовтня 2023

Керівник дипломної роботи _____ Грищенко Ю.В.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Романенко О.В.

(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Оцінка якості входу літака в глісаду по спектрам автокореляційних фунцій польотних параметрів»: 95 сторінок, 24 рис., 2 табл., 1 додаток, 22 літературних джерела.

ЛІТАК, ЕРГАТИЧНА СИСТЕМА, ЗАХІД НА ПОСАДКУ, БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ,

ПОЛЬОТНІ ПАРАМЕТРИ, СПЕКТРИ АВТОКОРЕЛЯЦІЙНИХ ФУНКЦІЙ

Об'єкт дослідження: оцінка якості процесу заходу літака на посадку за допомогою аналізу спектрів автокореляційних функцій польотних параметрів.

Предмет дослідження: бортова система попередження пілотів про необхідність виходу літака на друге коло.

Мета роботи: підвищення безпеки польотів літаків на етапі заходу на посадку шляхом використання математичного моделюваннння та бортових засобів забезпечення посадки.

Методи дослідження: Літературний аналіз, математичне моделювання, статистичний аналіз.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень, скорочень, термінів

Вступ

РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ ТА ЗАСОБІВ ОБРОБКИ ПОЛЬОТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

1. 1. Етапи польоту літака

1.1.1. Зліт літака

1.1.2. Горизонтальний політ

1.1.3. Посадка літака

1.2. Радіотехнічні, наземні та бортові засоби посадки літака

1.3. Засоби обробки польотної інформації

1.4. Вплив людського чинника на безпеку польотів літаків.

РОЗДІЛ 2. ОЦІНКА ЯКОСТІ ВХОДУ В ГЛІСАДУ ЕКІПАЖЕМ ЛІТАКА

2.1. Кореляційні функції і їх застосування для оцінки якості заходу на посадку

2.2. Аналіз можливості управління траєкторією руху літака по кореляційній функції.

2.3. Аналіз типових глісад посадки для сучасної авіації

2.4. Метод оцінки точності входу в глісаду по кореляційній функції

2.5. Метод визначення меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда

2.6. Пропозиції по розробці методу аналізу кореляційних полів

РОЗДІЛ 3. СИСТЕМА ПОПЕРЕДЖЕННЯ ПІЛОТІВ ПРО НЕОБХІДНІСТЬ ВИХОДУ НА ДРУГЕ КОЛО

3.1. Визначення місцеположення літака на глісаді засобами бортової апаратури.

3.2. Визначення місцеположення літака на глісаді засобами супутникової навігації.

3.3. Система формування попередження пілотів про небезпечну посадку літака.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

ВСТУП

Актуальність теми. Актуальність теми дипломної роботи полягає в тому, що точність та ефективність процесу входження літака в глісаду є важливим аспектом безпеки авіаційних перевезень.

Використання спектрів автокореляційних функцій польотних параметрів для оцінки якості входу літака дозволяє підвищити рівень автоматизації та надійності авіаційних систем, забезпечуючи оптимальні умови для безпечного і ефективного керування повітряним транспортом.

Враховуючи постійний розвиток авіаційних технологій, дослідження зазначеної теми відкриває перспективи для вдосконалення систем авіаційного керування та підвищення загальної рівня безпеки польотів.

Об'єкт дослідження: процес входу літака в глісаду, зокрема оцінка якості цього процесу за допомогою аналізу спектрів автокореляційних функцій польотних параметрів.

Предмет дослідження взаємодія літака з атмосферним середовищем під час процесу входу в глісаду, з фокусом на оцінці якості цього процесу за допомогою аналізу спектрів автокореляційних функцій польотних параметрів.

Мета роботи: системний аналіз та дослідження процесу входу літака в глісаду з використанням аналізу спектрів автокореляційних функцій польотних параметрів.

Методи дослідження: Літературний аналіз, математичне моделювання, статистичний аналіз.

РОЗДІЛ 1
АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ ТА ЗАСОБІВ ОБРОБКИ ПОЛЬОТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

1. 1. Етапи польоту літака

1.1.1. Зліт літака

Зліт сучасного літака складається з наступних етапів: розбіг по землі; відрив; розгін з набором висоти (рис. 1.1.).

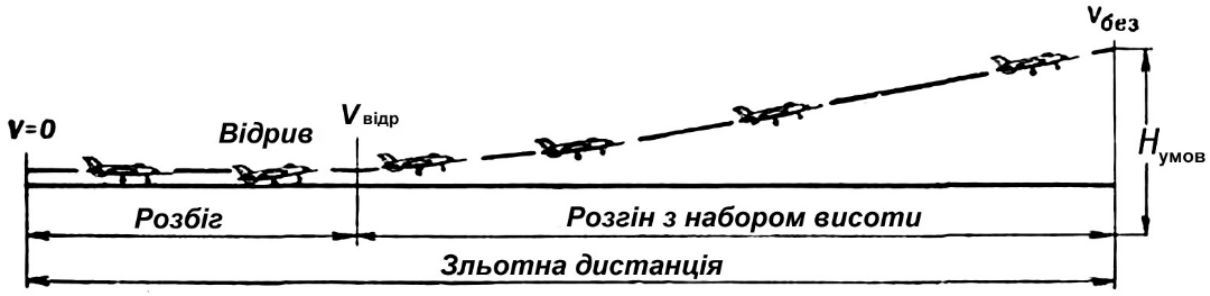


рис 1.1. Схема зльоту літака

Перед зльотом літак вирулює на лінію старту. Льотчик загальмовує колеса і плавно виводить двигуни на злітний режим. Потім колеса розгальмовуються і починається розбіг. Більшу частину розбігу літак здійснює в стояночному положенні. Зі збільшенням швидкості польоту збільшуються аеродинамічні сили і ефективність оперення, що дозволяє підняти переднє колесо та збільшити кут атаки. Літак продовжує рухатися прискорено по злітній смузі, але вже на основних колесах. Швидкість і аеродинамічні сили продовжують збільшуватися.

Літак відривається від землі в той момент, коли піднімальна сила Y стає більше ваги літака G. **Швидкість відриву** $V_{відр}$ - це швидкість, при якій літак безпечно відділяється від землі й вже має достатню керованість. Швидкість відриву визначається по формулі $V_{відр} = \sqrt{2G/(c_{y\,відр} S\rho)}$. При цьому приймають $c_{y\,відр} \approx 0{,}85 c_{y max}$.

Після відриву від землі висота набирається при одночасному розгоні літака. Зліт літака закінчується після досягнення ним умовної висоти перешкод на підходах до аеродрому $H_{умов}$. По вимогах Міжнародної організації Цивільної авіації (ІСАО) величина $H_{умов}$ = 10,7 м для зльоту і 15 м для посадки.

Проекція траєкторії зльоту літака на горизонтальну площину від початку розбігу до моменту набору умовної висоти перешкод, на якій досягається безпечна швидкість польоту $V_{без}$, називається **злітною дистанцією $L_{зл}$.** Довжина злітної дистанції дорівнює сумі довжин розбігу і розгону з набором висоти. Для сучасних літаків довжина злітної дистанції приблизно в 2,5 рази перевищує довжину розбігу.

Характеристики **зльоту** літака: швидкість відриву, довжина і час розбігу, довжина і час проходження злітної дистанції, кут атаки при відриві та інші – залежать від великого числа конструктивних і експлуатаційних факторів. До числа основних **конструктивних факторів** відносяться: вага літака G і питоме навантаження на крило G / S, тягоозброєнність $P_{розп} / G$, властивості крила, що несуть і наявність на ньому механізації. До числа основних **експлуатаційних факторів** належать: стан атмосфери (тиск, температура, густина повітря і наявність вітру) та стан злітно-посадочної смуги (місце розташування, ухил і якість). Кращими вважаються такі характеристики зльоту, при яких швидкість відриву, довжина і час проходження різних етапів зльоту **найменші**.

Для зменшення швидкості відриву $V_{відр}$ (збільшення коефіцієнта $c_{увідр}$) використовують ***механізацію крила*** (богатощілеві висувні закрилки, передкрилки і носки, що відхиляються). Використання потужної механізації крила зменшує довжину розбігу літака на 10 – 15 %. Застосування крила зі змінюваною в польоті стрілоподібністю дозволяє скоротити довжину розбігу і злітну дистанцію **надзвукових** літаків на 50 % і більше. Зменшуючи швидкість відриву $V_{відр}$ або збільшуючи тягоозброєнність літака, можна значно скоротити довжину розбігу і злітну дистанцію. Збільшення тяги двигуна за рахунок включення форсажу дає можливість скоротити довжину розбігу і злітну дистанцію на 50 %.

При зустрічному вітрі для відриву літака потрібна менша швидкість щодо землі, а, отже, і менша довжина розбігу. Зменшення тиску і збільшення температури приводить до зменшення густини повітря. В результаті падає тяга двигунів, а швидкість відриву, довжина розбігу і злітна дистанція збільшуються. Тому в жарких

температурних умовах і при розміщенні злітно-посадочної смуги (ЗПС) високо в горах довжина розбігу і злітна дистанція більше, ніж у стандартних умовах. Якщо ЗПС має ухил, то при русі літака під ухил довжина розбігу зменшується, а при русі на підйом довжина розбігу збільшується.

Характеристики зльоту літака при злітній масі - 90 тонн, відхиленні закрилків – 28° і передкрилків – 18,5° приведені на рис. 1.2.:

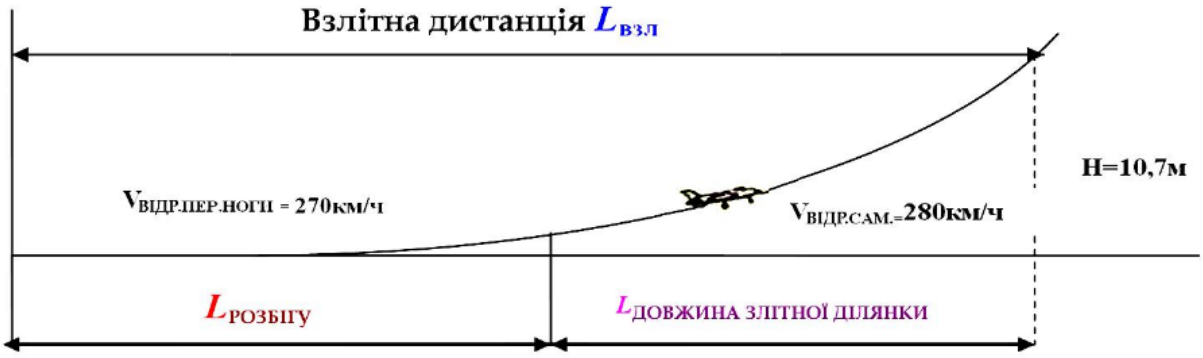


Рис. 1.2.

Злітна дистанція літака

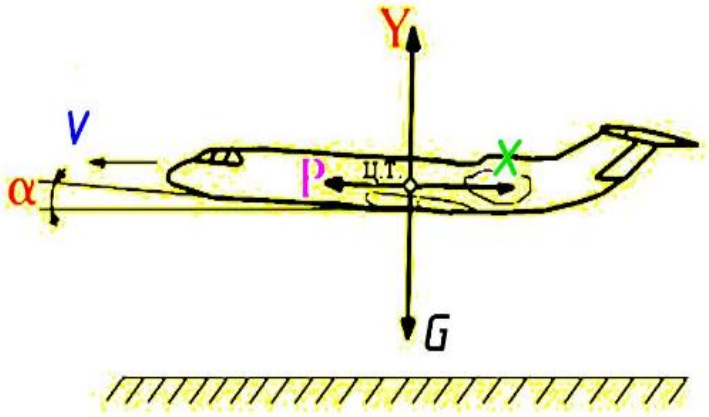
$L_{РОЗБІГУ}$ = 1215 м (3 двигуни); $L_{РОЗБІГУ}$ = 1900 м (1 двигун).

Довжина злітної дистанції до набору літаком висоти H = 10,7 м:

$$L_{зл} = L_{РОЗБІГУ} + L_{ЗЛІТНОЇ\ ДІЛЯНКИ} = 2080 \text{ м}$$

1.1.2. Горизонтальний політ

Горизонтальний політ (ГП) це прямолінійний політ у вертикальній площині на постійній висоті. У горизонтальному польоті на літак діють сила ваги G, прикладена в центрі тяжіння, піднімальна сила Y і сила лобового опору X прикладені в центрі тиску, сила тяги P, направлена по осі двигуна. Для зручності будемо вважати, що всі сили прикладені в центрі тяжіння (рис. 1.3.).



1.3. Горизонтальний політ

Умовою польоту літака на постійній висоті (***H* = const)** є рівність ваги і піднімальної сили $G = Y = c_y \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$. Умовою рівномірності руху **(*V* = const)** є рівність сил тяги і лобового опору:

$$P = X = c_x \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}.$$

Якщо не забезпечується рівність ***Y*** і ***G***, то при ***Y* > *G*** літак буде ***підніматися***, а при ***Y* < *G* *знижуватися***, тобто відбудеться скривлення траєкторії у вертикальній площині. Якщо ***P* > *X***, то швидкість літака буде ***збільшуватися***, а при ***P* < *X* *зменшуватися***.

З рівняння $c_y \cdot S \cdot = G$ можна отримати формулу для визначення швидкості горизонтального польоту $V_{гп}$, **потрібної** для його виконання:

$$V_{гп} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \cdot S \cdot \rho}}.$$

З формули видно, що потрібна швидкість горизонтального польоту Vгп залежить від ваги G, щільності повітря ρ, площі крила S і коефіцієнта піднімальної сили су. Оскільки кожному значенню кута атаки α відповідає єдине значення коефіцієнта су, то це значить, що кожному значенню α відповідає певне значення Vгп.

Використовуючи формулу Vгп = , можна знайти теоретично мінімальну швидкість польоту на заданій висоті, тобто найменшу швидкість, яка дозволяє здійснювати ГП:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{c_{ymax} \cdot S \cdot \rho}}.$$

Мінімальна швидкість польоту може бути отримана при польоті на критичному куті атаки α = αкр, якому відповідає максимальний коефіцієнт піднімальної сили су = су max. Проте виконувати політ на теоретично мінімальній швидкості не рекомендується, оскільки на критичних кутах атаки політ нестійкий, тому що незначне збільшення кута атаки понад критичний приводить до зменшення значення су, а значить, до падіння піднімальної сили Y. Практично мінімальна швидкість польоту трохи більше, ніж теоретична (Vmin ін. ≈ 1,3Vmin), а політ повинен виконуватися на кутах атаки α < αкр.

З рівняння P = X = cx· S· можна знайти силу тяги Ргп, потрібну для виконання ГП:

$$P_{гп} = c_x \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V_{гп}^2}{2} .$$

Оскільки $V^2_{гп} = 2G/(c_y \cdot S \cdot \rho)$ то, підставляючи в попередню формулу цей вираз, отримаємо

$$P_{гп} = G\,(c_x / c_y) = G / K.$$

Як випливає з формули, потрібна тяга $P_{гп}$ залежить від значення G (зі збільшенням G потрібна більша тяга при тому ж куті атаки) і аеродинамічної якості літака K.

Мінімальною потрібною тяга буде при польоті на найвигіднішому куті атаки, тобто з максимальною якістю: $P_{гп\ min} = G / K_{max}$.

При розрахунках льотних даних літака зручно користуватися графічними залежностями тяги від швидкості і висоти польоту. Вони отримали назву **кривих.** При побудові кривої потрібної тяги використовують рівняння сталого горизонтального польоту.

Льотні дані літаків розраховують при одночасному зіставленні кривих **потрібних** $P_{потр}$ і **розташовуваних** $P_{розт}$ тяг. Ці криві являють собою залежності тяги (потужності) двигуна на максимальному режимі його роботи від швидкості і висоти польоту літака (рис. 1.4. і рис. 1.5.).

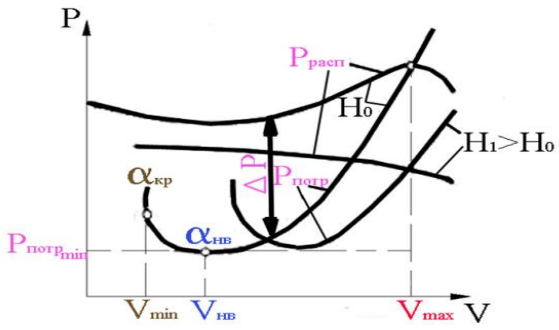


рис 1.4. Криві для тяги.

По кривих **потрібних** і **розташовуваних** тяг розглянемо характерні швидкості горизонтального польоту. Крайня ліва точка кривій $P_{потр}$ відповідає мінімальної (теоретичної) швидкості польоту V_{min} ($\alpha = \alpha_{кр}$). Точка перетинання кривих $P_{потр}$ і $P_{розт}$ відповідає максимальній швидкості польоту V_{max}, тобто найбільшої швидкості, що досягається літаком у **ГП** при $P = P_{max}$. Різниця між V_{max} і V_{min} називається **діапазоном швидкостей**. Швидкість, що відповідає $P_{потр. min.}$, називається **найвигіднішою** швидкістю горизонтального польоту $V_{нв}$ ($\alpha = \alpha_{нв}$). Для літака Ту – 154 максимальна швидкість **ГП** при польотній масі 77,5 т на висоті 10 км становить 960 км/год, а крейсерська швидкість польоту - 850 – 920 км/год.

Зі збільшенням висоти польоту мінімальна швидкість **збільшується**, а максимальна, як правило, **зменшується**.

Для розрахунку льотних даних літаків з поршневими і турбогвинтовими двигунами зручніше користуватися методом порівняння **потрібних** і **розташовуваних** потужностей (рис. 1.5). Потужність, яка потрібна для виконання **ГП**,

$$N_{гп} = P_{гп} \cdot V_{гп} = (G \cdot V_{гп} / K).$$

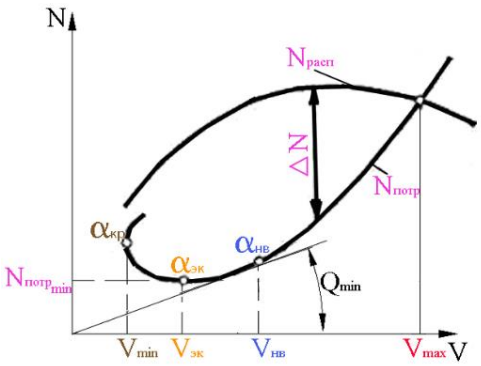


Рис. 1.5.. Криві для потужності.

Швидкість польоту, при якій потрібна потужність найменша називається **економічною швидкістю** $V_{ек}$. Це швидкість найбільшої тривалості горизонтального польоту.

1.1.3. Посадка літака

Посадка є заключним етапом польоту і представляє сповільнений рух літака зі зниженням до повної зупинки. Схема посадки літака зображена на рис. 1.6.

Рис 1.6. Схема посадки літака.

Посадці передують предпосадкові маневри - вихід до аеродрому і захід на посадку. Вихід до аеродрому здійснюється з застосуванням різних радіотехнічних засобів і закінчується над дальньою приводною радіостанцією. Для економії палива і зменшення часу знаходження літака в районі аеродрому захід на посадку прагнуть виконувати з прямій. Перед посадкою на висоті 300-400 м льотчик випускає шасі, потім на висоті 150-200 м випускає закрилки, зменшує тягу двигунів і виконує розрахунок та захід на посадку.

В процесі розрахунку і заходу на посадку швидкість польоту, з одного боку, повинна не менше чим на 30 % перевищувати мінімальну швидкість польоту (звалювання), а з іншого боку, вона не повинна перевищувати гранично припустиму для посадкового положення механізації крила і шасі.

Горизонтальна проекція траєкторії посадки літака з висоти умовної перешкоди (15 м) до повної зупинки називається **посадковою дистанцією $L_{пос}$.**

Посадкова дистанція літаків складається з наступних етапів: зниження (планерування), вирівнювання, витримування, приземлення (торкання) і пробігу по землі до повної зупинки.

На етапі планерування літак знижується при роботі двигунів на режимі малого газу з вертикальною швидкістю V_y = 5 – 8 м/с.

Після планерування необхідно перевести літак з похилого положення в горизонтальне положення і погасити зниження. Це виконується на етапі вирівнювання. Для цього льотчик вибирає штурвал на себе, кут атаки збільшується, коефіцієнт піднімальної сили зростає, а швидкість зменшується. Вирівнювання закінчується на висоті 0,5-1 м.

Наприкінці вирівнювання літак має ще досить велику швидкість польоту, при якій приземлення утруднене і небезпечно. Для гасіння швидкості льотчик виконує витримування – майже горизонтальна повітряна ділянка траєкторії. На етапі витримування під дією сили лобового опору відбувається гальмування літака. В міру зменшення швидкості для підтримки висоти льотчик збільшує кут атаки, доводячи його наприкінці витримування до посадкового значення.

При деякому значенні швидкості $V = V_{пос}$ піднімальна сила більше не врівноважує ваги літака, літак торкається землі, здійснюючи приземлення. Приземлення літака, що має шасі з носовим колесом, відбувається на основні (задні)

колеса, а літака, що має хвостове колесо, - на основні (передні) і хвостове колесо одночасно. Швидкість літака в момент приземлення називається **посадковою**

$$V_{пос} \approx 0{,}94\sqrt{2G/(c_{ymax}S\rho)} \ .$$

Після приземлення відбувається сповільнений рух літака по землі - пробіг спочатку на основних колесах шасі, а потім на всіх колесах з використанням гальмівних засобів.

У літаків з великою тягоозброєнністю витримування проводять зазвичай по похилій траєкторії з плавним поступовим наближенням основних коліс шасі до землі. Довжина дистанції етапу витримування таких літаків звичайно значно більше, чим у літаків з поршневими двигунами. Вирівнювання літаків з великою тягоозброєнністю починають не над ЗПС, а на підході до неї, щоб забезпечити приземлення літака поблизу початку ЗПС.

Посадкові характеристики літаків, так само як і злітні характеристики, залежать від ряду конструктивних і експлуатаційних факторів.

Для зменшення довжини посадкової дистанції Lпос необхідно знижувати посадкову швидкість Vпос і застосовувати різного роду гальмівні пристрої.

Зменшення посадкової швидкості можливо за рахунок зниження посадкової ваги літака G, збільшення площі крила S і коефіцієнта піднімальної сили cymax, тобто поліпшення несучих властивостей крила. Поліпшення несучих властивостей на посадці досягається за допомогою механізації крила, і в першу чергу закрилків. Чим більше кут відхилення закрилків, тим більше сила лобового опору літака і тем швидше зменшується Vпос. При цьому відхиляти закрилки на посадці можна на більший кут, чим на зльоті. Застосування механізації дозволяє зменшити посадкову швидкість і довжину посадкової дистанції на 25 - 35 %. Використання на літаках крила зі змінюваної стрілоподібністю дає можливість істотно зменшити посадкову швидкість і скоротити довжину пробігу на 50 % і більше.

Великий вплив на посадкові характеристики надає застосування гальмівних пристроїв під час пробігу літака по землі. Як гальмівні пристрої можуть застосовуватися гальма коліс, повітряні гальма (інтерцептори), гальмівні парашути, аеродромні засоби (запобігають викочування літака за межі ЗПС), реверс тяги (зміна напряму тяги двигунів). Застосування цих засобів скорочує довжину пробігу в (2-2,5) рази.

Серед експлуатаційних факторів найбільш сильний вплив на посадкові характеристики надає стан ЗПС. Наприклад, зледеніння ЗПС приводить до зниження коефіцієнта тертя на пробігу в 1,5 – 2 рази і збільшенню довжини пробігу на 30 – 50 %. При посадці під ухил довжина пробігу літака збільшується. Посадка, як правило, проводиться проти вітру, оскільки зустрічний вітер зменшує довжину пробігу.

1.2. Радіотехнічні, наземні та бортові засоби посадки літака

Системою посадки називається комплекс наземних і бортових технічних засобів,

які забезпечують виведення літаків на аеродром посадки, управління заходом на посадку, зниження по заданій лінії глісади, приземлення, рух по аеродрому вдень і вночі в простих та складних метеорологічних умовах.

При будь-якому способі заходу на посадку після виконання передпосадочного маневру літак повинен вийти на глісаду зниження, яка є лінією перехрещення двох площин: вертикальної площини посадочного курсу, що проходить через вісь ЗПС, і нахиленої до горизонту площини глісади (рис. 1.7.). Стандартний кут нахилу площини глісади дорівнює 2 40 , хоча для різних типів літаків він може приймати значення у межах 2…5 . З міркувань безпеки оптимальна відстань l точки приземлення від початку ЗПС дорівнює 240 м. Виходячи з цих умов, будуються усі посадочні системи і розміщуються на землі їх технічні засоби.

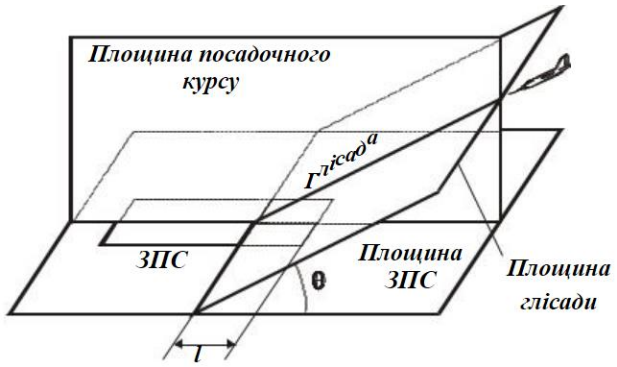


Рис 1.7. Формування глісади посадки.

При створенні будь-якої системи посадки ставиться задача неперервного визначення відхилень ЛА від заданих площин глісади та курсу, а також дальності до точки приземлення. Метою застосування різних технічних засобів в системах посадки є створення заданих умовних площин курсу та глісади, які займають чітко визначене положення у просторі.

В залежності від способу утворення заданих площин курсу та глісади існують наступні системи посадки:

- візуальні, в яких задані курс та глісада зниження утворюються за допомогою оптичних засобів;
- спрощені радіотехнічні, в яких курс посадки задається положенням наземних ПАР, а глісада зниження – певною висотою прольоту характерних точок, що позначаються спеціальними маркерними радіомаяками;
- радіолокаційні, в яких посадочний курс та глісада задаються положенням у просторі електромагнітних полів каналів курсу та глісади наземного радіолокатора посадки;
- радіомаякові (інструментальні), які створюють умовні площини заданого посадочного курсу та глісади зниження за допомогою електромагнітних полів курсового (КРМ) і глісадного (ГРМ) радіомаяків, сигнали яких приймаються бортовими курсовим та глісадним каналами системи посадки;
- комбіновані, які уявляють собою поєднання декількох систем посадки.

Спрощена система посадки (ССП) призначена для виведення на аеродром та

посадки ЛА, що має на борту найпростіше радіотехнічне обладнання. Система забезпечує вирішення таких задач:

- виведення літаків на аеродром з відстані близько 200 км;
- захід на посадку в складних метеоумовах вдень і вночі;
- зниження літаків по приладам при горизонтальній видимості більше 500…1000 м до висоти 50…80 м та подальшу візуальну посадку з використанням світлотехнічних засобів;
- керування рухом літаків по аеродрому;
- зліт ЛА в простих та складних метеоумовах вдень і вночі.

До складу системи входить наземне та бортове обладнання.

Наземні радіоелектронні засоби ССП (рис. 1.8) забезпечують спільно з бортовими пристроями виведення ЛА на аеродром посадки, захід його на посадочний курс та приладне зниження до висоти 50…80 м з двох протилежних напрямків. Наземні радіоелектронні засоби містять 4 привідні радіомаркерні пункти (два дальніх і два ближніх) та засоби радіозв'язку.

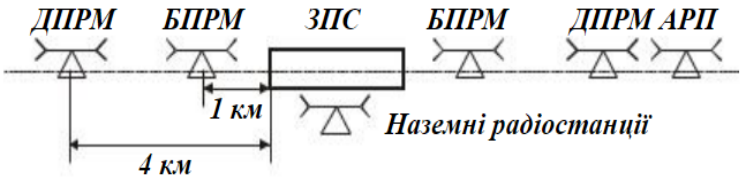


Рис. 1.8. Наземні радіоелектронні засоби ССП.

Дальні привідні радіомаркерні пункти (ДПРМ) розташовані на продовженнях осі ЗПС на відстанях 4 км від її початку та кінця. До складу ДПРМ входять: дальня привідна радіостанція (ДПРС), маркерний радіомаяк (МРМ), автоматичний УКХ радіопеленгатор (АРП), вимірювач висоти хмар (ВВХ). При заходженні на посадку літак повинен пролетіти над ДПРМ на висоті 200…220 м.

ДПРС являє собою радіостанцію СХ діапазону, яка випромінює на фіксованій частоті позивні сигнали у вигляді двох літер та служить для виведення на аеродром посадки літака, який має на борту автоматичний радіокомпас (АРК).

Маркерний радіомаяк (МРМ) служить для позначення моменту прольоту ЛА над ДПРМ при посадці. Він безперервно видає сигнал у вигляді імпульсів (2 тире за секунду). Ці сигнали приймаються на борту ЛА маркерним радіоприймачем і прослуховуються екіпажем через засоби зв'язку. МРМ уявляє собою УКХ радіопередавач з антеною напрямленої дії, який працює на одній фіксованій частоті 75 МГц. Вигляд ДН МРМ у вертикальній площині на висотах польоту ДПРМ (200 м) і БПРМ (50 м) зображений на рис. 2.38. За допомогою бортового маркерного прИймаача сигнали МРМ можуть прийматися при польоті ЛА на висотах до 5 км.

Автоматичний УКХ радіопеленгатор (АРП) розташовані в районі ДПРМ на відстані близько 500 м від ПАР. АРП забезпечують видачу по запиту екіпажу на борт літака значення магнітного пеленгу. Вимірювач висоти хмар (ВВХ) служить для

вимірювання висоти нижнього краю хмар в районі ДПРМ для визначення фактичного мінімуму погоди. Виміряна висота хмар передається на КДП і служить основою для прийняття рішення про можливість посадки літака в даних умовах. Принцип дії ВВХ базується на вимірюванні часу проходження світловим імпульсом відстані джерела випромінювання до нижнього краю хмари і назад до приймача світлових імпульсів.

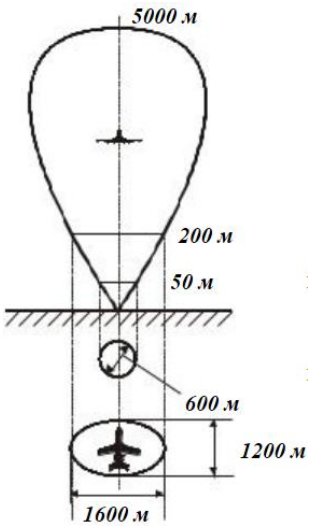


рис 1.8. ДН МРМ

Ближні привідні радіомаркерні пункти (БПРМ) розташовані на відстанях 1000 м від початку та кінця ЗПС на продовженнях її осі. До складу БПРМ входять: ближня привідна радіостанція (БПРС), маркерний радіомаяк, вимірювач висоти хмар, регістратор дальності видимості (РДВ). Висота прольоту літаком БПРМ складає 50…80 м.

БПРС забезпечує пілотування літака по індикатору курсових кутів АРК після прольоту ДПРМ. БПРС працює на фіксованій частоті СХ діапазону, що відрізняється від частоти ДПРС. БПРС видають позивні телеграфні сигнали у вигляді однієї букви – першої букви позивного ДПРС.

МРМ БПРМ такий же, як і МРМ ДПРМ, але видає сигнал у вигляді коротких імпульсів (6 точок за секунду). Після прольоту БПРМ екіпаж здійснює подальше пілотування та приземлення ЛА візуально, використовуючи для контролю висоти радіовисотомір малих висот.

Регістратор дальності видимості (РДВ) призначений для неперервного вимірювання дальності горизонтальної видимості і передачі диспетчеру КПР. Він вимірює рівень послаблення світлового сигналу при проходженні ним встановленої відстані (100 м) в прямому і зворотному напрямках.

При виконанні посадки літака за допомогою ССП застосовуються такі бортові радіоелектронні засоби: АРК, маркерний радіоприймач (МРП), РВ малих висот,

радіостанції УКХ діапазону.

Автоматичний радіокомпас (АРК) служить для прийому сигналів ПАР і використовується для виведення ЛА на аеродром посадки, побудови передпосадкового маневру, а також для забезпечення пілотування літака по заданій лінії посадки до висоти 50…80 м.

Радіовисотомір (РВ) забезпечує неперервне вимірювання істинної висоти польоту літака і видачу попереджувальних сигналів про досягнення літаком у процесі зниження заданої (небезпечної) висоти. Використовуючи його інформацію, екіпаж визначає площину глісади.

Маркерний радіоприймач (МРП) служить для прийому сигналів МРМ та сигналізації моментів прольоту маркованих точок.

Бортові радіостанції використовуються для керування рухом літаків в процесі заходу на посадку.

Радіолокаційна система посадки (РЛСП) призначена для точного визначення у повітряному просторі місцеположення ЛА, який здійснює передпосадковий маневр та захід на посадку. Визначене із землі положення літака повідомляється екіпажу з метою усунення можливих відхилень літака від заданої глісади зниження.

За допомогою РЛСП вирішуються такі задачі:

- виявлення літаків на дальностях до 150…200 км;
- упізнавання літаків та управління повітряним рухом в районі аеропорту;
- виведення літака у точку початку зниження для посадки;
- контроль положення ЛА відносно заданих площин посадочного курсу і глісади зниження та видача екіпажу команд на виправлення помилок;
- зниження літака по командах з землі до висоти 30…50 м.

До складу обладнання РЛСП входять: диспетчерський радіолокатор (ДРЛ), посадочний радіолокатор (ПРЛ), УКХ автоматичний радіопеленгатор (АРП), УКХ радіостанції зв’язку.

Принцип дії РЛСП полягає в безперервному визначенні на індикаторах ДРЛ та ПРЛ положення літака у повітряному просторі, відхилень його від заданих ліній положення курсу і глісади та передачі по радіоканалу на борт ЛА необхідної інформації.

Диспетчерський радіолокатор призначений для спостереження за літаками у повітряному просторі біля аеродрому, їх упізнавання та керування повітряним рухом. ДРЛ представляє собою імпульсну РЛС дециметрового діапазону хвиль. Він може працювати в пасивному режимі, режимі активної відповіді та режимі СРЦ. На індикаторах ДРЛ формуються азимутальні та далекомірні мітки, а також відмітки від усіх ЛА, що знаходяться у зоні огляду.

Автоматичний радіопеленгатор призначений для індивідуального упізнавання літаків. Він визначає магнітний пеленг ЛА по сигналах передавача бортової УКХ радіостанції. Відповідь з літака видається по запиту з землі.

Посадочний радіолокатор призначений для визначення відхилень літака, який заходить на посадку, від заданих посадочного курсу та глісади зниження. За принципом дії ПРЛ є імпульсною РЛС сантіметрового діапазону хвиль. Канали курсу та глісади ПРЛ забезпечують оператору визначення по індикаторам курсу та глісади положення літака відносно заданих площин курсу та глісади планерування. У випадку виявлення на індикаторах недопустимих відхилень ЛА оператор РСП за допомогою УКХ радіостанції передає екіпажу необхідні команди на виправлення положення літака.

РЛСП встановлюється на аеродромі спільно з системами ССП. Якщо екіпаж ЛА здійснює посадку по радіомаячній системі, то РЛСП використовується в якості дублюючої для контролю з землі за посадкою літаків в цілях попередження їх небезпечних наближень та недопустимих знижень над наземними перешкодами.

Радіомаякова (інструментальна) система посадки.

Радіомаякова система посадки (РМСП) призначена для забезпечення виконання ЛА передпосадкових маневрів і заходу на посадку по сигналах посадочних радіомаяків міжнародної системи ILS і систем посадки типа СП (рис. 1.9).

Апаратура посадки належить до класу неавтономних двовимірних РНС, які здійснюють вимірювання кутів з використанням амплітудно-фазової обробки сигналів. Ця апаратура дозволяє визначати:

- бічне положення ПС в горизонтальній площині відносно осі злітно-посадочної смуги (ЗПС);

- подовжнє положення ПС відносно площини, яка проходить під кутом глісади зниження (положення літака у вертикальній площині);

- момент прольоту маркерних радіомаяків.

Відповідно до функціонального призначення в РМСП метрового діапазону входять три канали (рис. 1.10): курсу, глісади і маркерний, кожен з яких містить відповідний наземний радіомаяк і бортовий радіоприймач із індикаторним приладом - покажчиком курсу та глісади зі звуковими та світловими індикаторами коду МРМ.

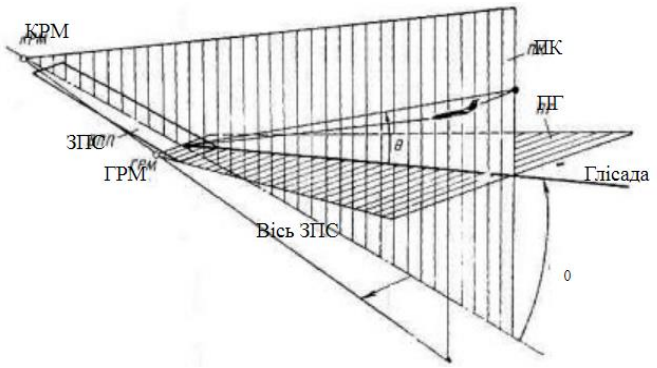


Рис. 1.9. Схема заходу на посадку МРСМ

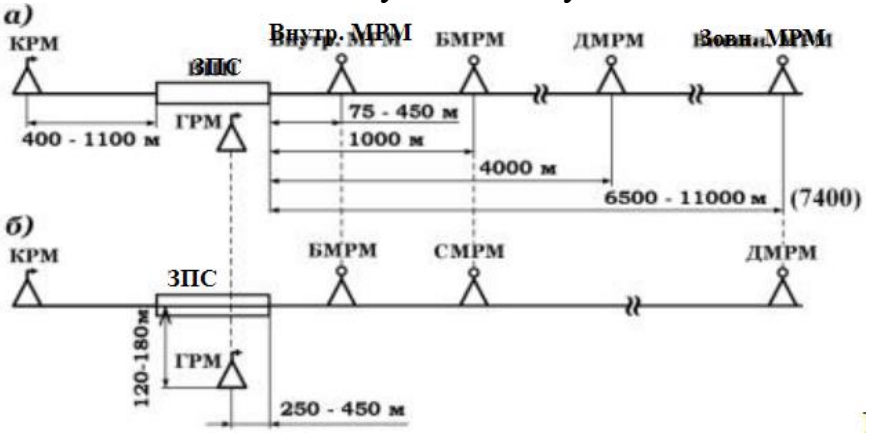


Рис. 1.10.. Наземні засоби РМСП: а) СП-50; б) ILS

Наземна частина СП складається (рис. 1.9, 1.10): з курсового радіомаяка (КРМ), який формує площину курсу (ПК) глісадного радіомаяка (ГРМ) який формує площину глісади (ПГ) і двох або трьох маркерних радіомаяків (МРМ).

Бортова апаратура систем посадки складається з УКХ радіоприймачів і пристроїв обробки інформації і призначена для прийому і обробки сигналів наземних радіомаяків. Інформативним параметром сигналу в каналах курсу і глісади є різниця глибин модуляції або глибина просторової модуляції. Отримана інформація про відхилення від заданої траєкторії посадки відображається на відповідних засобах індикації, по яких здійснюється процес керування літаком в директорному режимі, або подається у відповідному вигляді в автоматичну бортову систему керування. Інформація про проліт МРМ видається на світлові сигналізатори та у вигляді звукових сигналів в телефони пілотів.

Основні вимоги ІСАО до РМСП

Розрізняють вимоги до параметрів наземної і бортової частини системи посадки. У відповідності з вимогами ІСАО зона дії КРМ повинна охоплювати сектор ±35° у горизонтальній і 7° у вертикальній площинах. Дальність дії КРМ має бути не менше 46 км. в секторі ±10° і не менше 31,5 км. в секторі ±35° відносно осі ЗПС.

Зона дії ГРМ в горизонтальній площині обмежена сектором ±8° відносно осі ЗПС при дальності дії не менше 18,5 км., а у вертикальній площині – кутами 0,45 0 і 1,75 0, де 0 – кут глісади.

Стабільність положення заданої траєкторії заходу на посадку визначається допустимими відхиленнями лінії курсу і глісади від встановлених (номінальних) положень і залежить від міри стійкості СП до дії дестабілізуючих чинників.

Викривлення ліній курсу і глісади не сприяють вдалому заходу на посадку, особливо в автоматичному режимі. Причина викривлень полягає у впливі сигналів, перевідбитих від місцевих об'єктів, для зниження цього впливу необхідне ретельне і дороге розпланування місцевості перед радіомаяком.

В СП використовується горизонтальна поляризація розповсюдження ЕМХ. Поява вертикальної складової призводить до появи похибок системи.

Нормами ІСАО регламентовані наступні частотні параметри для радіомаяків (табл. 1.1).

Таблиця 1.1

Параметр	Тип радіомаяка	
	КРМ	ГРМ
Діапазон частот, Мгц	108 - 111,975	328,6 – 335,4
Відхилення несучої частоти від номінального значення %	0,005	0,005
Рознесення несучих частот двоканальних РМ, кГц	5 – 14	5 – 14
Частота модуляції, Гц	90 і 150	90 і 150
Глибина модуляції, %	20	37,5 – 42,5

На даний час в авіації експлуатується бортова апаратура систем посадки метрового діапазону типів Ось-1, Курс МП-70, ILS (Instrument Landing System), характеристики яких приведені в табл.1.2

Таблиця 1.2

Параметр характеристика	Вісь-1	Курс МП-70	ILS-85
Режим роботи	ILS, СП-50	ILS, VOR, СП-50	ILS, СП-50
Число частотних каналів КРП (ГРП)	20 (20)	40 (40)	ILS: 40 (40) СП-50: 20 (20)
Інтервал між частотними каналами, кГц	200 (300)	50 (150)	50 (150)
Контроль працездатності	Вбудований	Вбудований	Вбудований
Маса комплекту	14	8,8	5,5

Найбільш досконалими є апаратура системи посадки Курс МП-70 і ILS-85. При цьому вони відповідають III категорії посадочного метеомінімума, в той час, як система Ось-1 – II категорії.

Наземна апаратура РМСП

Наземна апаратура посадки містить у собі три типи радіомаяків: курсовий, глісадний і маркерний. Їх розміщення на ЗПС представлено на рис 1.9, 1.10.

Курсовий канал ILS. Антенна система КРМ ILS формує лінію курсу двома пелюстками ЕМХ (рис 1.11,а) в яких сигнали огинаючої мають частоти: ліва - 90 Гц і права - 150 Гц. Лінія курсу співпадає з рівносигнальною зоною (РСЗ) між цими пелюстками в якій різниця глибини модуляції (РГМ) на частотах 90 й 150 Гц дорівнює нулю. Частота несучого високочастотного коливання маяка знаходиться в межах 108 – 112 МГц. Для кожного маяка окрема назва та окрема стабільна несуча частота, на яку настроюється бортове обладнання при посадці.

При заході на посадку праворуч від рівносигнальної зони переважає сигнал з частотою 90 Гц, а ліворуч - сигнал з частотою 150 Гц. Чим більше відхилення від лінії курсу, тим більша РГМ сигналів з частотами 90 і 150 Гц та величина сигналу відхилення εк. Знак сигналу відхилення визначається напрямом відхилення літака, тому на індикаторі екіпажу видається сигнал пропорційний ±εк.

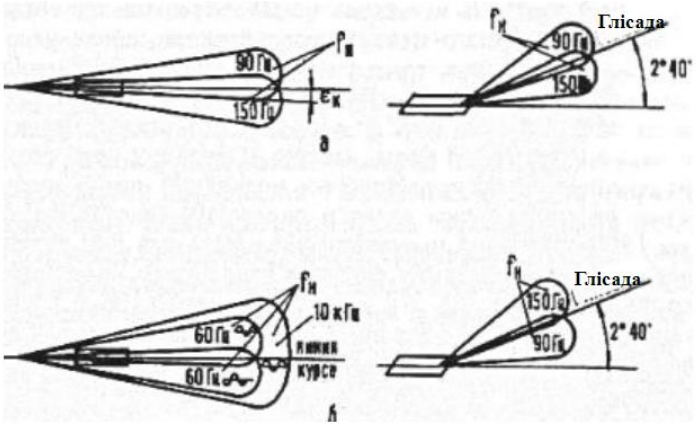


Рис. 1.11. Формування РСЗ курсу та глісади в РМСП: а) ILS; б) СП-50.

Курсовий канал СП-50. Принцип дії КРМ СП-50 відрізняється від маяка типу ILS (рис. 1.11 ,б). Лінія курсу формується трьома пелюстками ЕМХ центрального і двох бічних. Високочастотний сигнал центральної пелюстки промодульований по амплітуді сигналом несучої частоти *f*н=10 кГц, який у свою чергу промодульований по частоті сигналом 60 Гц (це сигнал "постійна фаза"). Високочастотні сигнали бічних пелюсток промодульовані по амплітуді сигналами низької частоти 60 Гц (сигнал "змінна фаза"), але фази огинаючих 60 Гц для правого і лівого пелюстків протилежні. У бортовому устаткуванні після перетворення прийнятих сигналів виділяються сигнали "постійної" і "змінної фази" частотою 60 Гц, порівняння їх по фазі і амплітуді, призводить до відповідного відхилення стрілки курсу індикатора.

Частота несучого високочастотного коливання КРМ СП-50 знаходиться в межах 108,3 – 110,3 МГц.

Уканалі курсу бортового обладнання СП-50 після всіх перетворень виділяються:

- сигнал на частоті 60 Гц постійної фази;

- сигнал на частоті 60 Гц, фаза якого визначається положенням літака щодо лінії курсу. Цей сигнал змінюється за фазою на 180° при перетинанні лінії курсу ліворуч або праворуч.

Глісадний канал ILS. Радіотехнічна глісада створюється антенною системою ГРМ ILS у вигляді двох пелюсток ЕМХ (рис 2.41,а) в яких сигнали огинаючої мають частоти: зверху - 90 Гц і знизу - 150 Гц. Радіотехнічна глісада співпадає з рівносигнальною зоною (РСЗ) між цими пелюстками в якій різниця глибини модуляції (РГМ) на частотах 90 й 150 Гц дорівнює нулю і відповідно вище глісади переважає сигнал з частотою 90 Гц, а нижче глиссади - сигнал з частотою 150 Гц. Частота несучого високочастотного коливання маяка знаходиться в межах
332,6—335 МГц.

Глісадний канал СП-50. У ГРМ СП-50 принцип формування радіотехнічної глісади аналогічний глісадному каналу ILS, але положення пелюсток з огинаючими сигналами на частотах 90 і 150 Гц протилежне (рис 2.41,б). Тобто ГРМ СП-50 у двох пелюстках ЕМХ мають сигнали огинаючої частоти: зверху - 150 Гц і знизу - 90 Гц. Частота несучого високочастотного коливання маяка знаходиться в межах 332,6—335 МГц.

Маркерні маяки. Формування сигналів у маркерному каналі здійснюється шляхом випромінювання високочастотних коливань, модульованих за амплітудою та маніпульованих відповідно до місця розташування МРМ (табл. 1.3.). Така схема застосовується на ЗПС обладнаних ILS (рис.1.10.).

При двомаркерному варіанті (ЗПС обладнана СП-50) сигнали БМРМ і ДМРМ модульовані частотою 3000 Гц але відрізняються маніпуляцією (крапки в БМРМ і у ДМРМ).

Таблиця 1.3.

Параметр	Маркерний радіомаяк		
	дальній	середній	ближній
Зона дії МРМ у вертикальній площині, м	600±200	300±100	150±50
Напруженість поля в межах зони дії МРМ, мкВ/м	1,5	1,5	1,5
Упізнавання (маніпуляція)	2 тире/с	2 тире/с, 6 крапок/с,	6 крапок/с
Частота модуляції, Гц	400	1300	3000

Бортова апаратура РМСП

Бортова апаратура посадки також має три незалежно працюючі канали: курсовий, глісадний і маркерний. На літаках закордонного виробництва встановлена РМСП ILS, яка не працює із наземними радіомаяками системи СП-50. На сучасних літаках виробництва країн СНД бортова апаратура ILS-85 входить до складу інтегрованої апаратури навігації і посадки «КУРС», що дозволяє виконувати посадку на ЗПС обладнаних наземними маяками систем ILS та СП-50.

Бортова апаратура ILS-85 призначена для вирішення завдань посадки по маяках типу ILS і функціонує у складі бортового комплексу авіоніки сучасного повітряного судна. Апаратура дозволяє здійснювати прийом сигналів курсового і глісадного радіомаяків, визначення по ним відхилень літака від площин курсу і глісади на етапі посадки та видачі цій інформації на індикацію екіпажу та в САК. Додатково апаратура дозволяє забезпечувати посадку по радіомаяках системи СП-50.

Апаратура ILS-85 виконана у вигляді блоку модульної конструкції. У комплект апаратури входять глісадна антена АГ-006 і курсова антена АКН-005. Апаратура працює режимах: «ILS», «СП» та «Контроль»

Режим «ILS» - прийом сигналів курсового і глісадного радіомаяків типу ILS і видачу сигналів відхилення від курсу і глісади;

Режим «СП» - прийом сигналів курсового і глісадного радіомаяків типу СП-50 і видачу сигналів відхилення від курсу і глісади;

Режим «Контроль» - по сигналах «Контроль», що видаються від обчислювальної системи літаководіння (ОСЛ) або комплексного пульта радіотехнічних засобів (КПРТС), видаються тестові значення відхилень від рівносигнальних зон курсу і глісади «вгору-вліво» і «вниз-вправо» та відображається контрольне значення частоти налаштування РМСП на індикаторі.

Основні експлуатаційно-технічні характеристики апаратури ILS-85 приведені в табл. 1.4.

Таблиця 1.4.

Параметр, характеристика	Значення
Кількість курсових і глісадних каналів режимі ILS режимі СП-50	 40 20
Чутливість курсового каналу, не гірше, мкв	3
Чутливість каналу глісади, не гірше, мкв	6
Похибка відхилення курсового каналу в режимах ILS, СП-50, не більш, 3 :	10%
Частота в режимі «Контроль», Мгц	108,10
Маса блоку, не більш, кг	5,5
Час безперервної роботи, не більш, год	16

Блок радіоприймача ILS-85 призначений для формування інформації про відхилення по курсу і глісаді в режимах ILS і СП-50. Для виконання даного завдання до складу блоку входять модулі, які здійснюють обробку високочастотних сигналів, що надходять від курсової і глісади антен, аналого-цифрове перетворення виділених низькочастотних складових, їх цифрову обробку і формування вихідної інформації

заданого формату. Крім того, частина елементів блоку використовується для організації вбудованого контролю працездатності апаратури.

Обробка інформації, контроль і управління роботою модулів здійснюється за допомогою модуля процесора, виконаного на базі мікропроцесорного комплекту 588 серії.

Структурна схема апаратури ILS-85 представлена на рис.1.12.

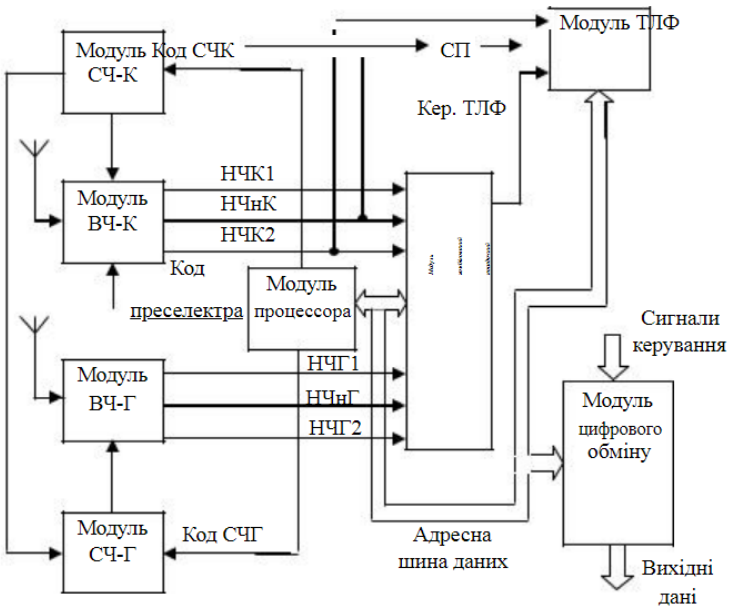


Рис. 1.12. Структурная схема аппаратуры ILS-85

Блок радіоприймача складається з наступних функціональних елементів:

- модуля високочастотного курсового (ВЧ-К);
- модуля синтезатора частот курсового (СЧ-К);
- модуля високочастотний глісадний (ВЧ-Г);
- модуля синтезатора частот глісадного (СЧ-Г);
- модуля процесора;
- модуля цифрового обміну;
- модуля селективного перетворення (СП);
- модуля комбінованого посадочного;
- модуля вторинного електроживлення.

Модуль високочастотний курсовий (ВЧ-К) здійснює прийом, фільтрацію, посилення і детектування ВЧ сигналів, що надходять від курсової антени, а також формування контрольних курсових ВЧ сигналів.

Модуль високочастотний глісадний (ВЧ-Г) здійснює прийом, фільтрацію, посилення і детектування ВЧ сигналів, що поступають від глісадної антени, а також формування контрольних глісадних ВЧ сигналів.

Модулі синтезаторів частот (СЧ-К і СЧ-Г) здійснюють формування в курсовому і глісадному каналах сигналів перенастроюваних гетеродинів з цифровим керуванням.

Модуль селективного перетворення (СП) здійснює виділення і посилення сигналів телефонного зв'язку і упізнання сигналів радіомаяків ILS.

Модуль комбінований посадочний здійснює перетворення НЧ сигналу ILS в цифрову форму. Процесор виконує програми, записані в його постійний запам’ятовуючий пристрій.

Модуль цифрового обміну здійснює прийом і передачу біполярних кодів, якими проводиться інформаційний обмін із зовнішніми системами, формування і прийом сигналів керування.

Модуль вторинного електроживлення перетворює напругу бортової мережі 115 В 400 Гц в стабілізовану постійну напругу 5 В, 15 В, 20 В і мінус 15 В, яка використовується для живлення всіх модулів блоку.

Для організації взаємодії, управління і контролю модулі процесора, цифрового обміну, селективного перетворювача і комбінований посадочний зв'язані між собою шиною обміну даними.

Сигнали упізнання радіомаяків і телефонного зв'язку з виходу модуля ВЧ-К потрапляють на модуль СП, де виділяються, посилюються і надходять до засобів вбудованого зв’язку.

Проходження посадочних сигналів визначається режимом роботи.

Урежимі роботи «ILS» ВЧ сигнал, промодульований частотами 90 і 150 Гц, з курсової антени надходить на вхідний електронно-перенастроюваний фільтр модуля ВЧ-К.

Керування фільтром виконується кодом преселектора від модуля процесора. В якості гетеродину для модуля ВЧ-К застосовується модуль СЧ-К, який керується кодом СЧК, що формується програмно в модулі процесора.

Після посилення, перетворення і фільтрації ВЧ сигнал детектується і з виходу модуля ВЧ-К низькочаститний сигнал курсу (НЧК1) надходить на вхід модуля комбінованого посадочного, а сигнал НЧК2 – на вхід модуля СП і контрольний з'єднувач.

Відповідні рівню курсового вхідного ВЧ сигналу нормуючі низькочастотний сигнал НЧнК1 поступає, на модуль комбінований посадочний і контрольний з'єднувач.

ВЧ сигнал з антени глісади потрапляє на вхідний фільтр модуля ВЧ-Г і сигнали, аналогічні вихідним сигналам модуля ВЧ-К, поступають на модуль комбінований посадочний і контрольний з'єднувач. Код управління СЧ-Г формується програмно в модулі процесора і поступає на СЧ-Г.

Умодулі комбінованому посадочному проводиться підсумовування сигналів НЧК1 і НЧнК1 (НЧГ1 і НЧнГ1), їх попередня фільтрація і аналого-цифрове квантування.

Результати у вигляді 16-розрядного коду зберігаються в запам'ятовуючому регістрі, а потім по шині даних поступають для обробки в модуль процесора.

Програма обробки курсової і глісадної інформації полягає у вузькосмуговій фільтрації складових модулюючих сигналів 90 Гц і 150 Гц, обчисленні їх амплітуд, а також рівня постійної складової ВЧ сигналу. У подальшому обчислюються різниці глибин модуляцій (РГМ) сигналів.

В модулі цифрового обміну програмно здійснюється дешифрування і перевірка команд керування, а також формується вихідна інформація. Взаємодія апаратури ILS-85 з іншими бортовими системами здійснюється за допомогою 32-розрядного послідовного біполярного коду.

Крім того, на модуль цифрового обміну поступають потенційні сигнали «Заборона перебудови
іконтролю», «Контроль», а також сигнали з програмованих контактів. Ці сигнали призначені для управління вихідними даними при відмові приймального блоку ILS-85 і кодування номера блоку за наявності в комплекті апаратури декількох приймальних блоків. Сигналом низького рівня «Заборона перебудови контролю» забороняється перебудова частот модулів (вхідного фільтру модуля ВЧ-К) СЧ-К, СЧ-Г на іншу робочу частоту, а також включення режиму «Вбудований контроль».

Уроботі апаратури **в режимі «СП-50»** є відмінності від роботи в режимі «ILS». У каналі глісади після обчислення РГМ знак міняється на протилежний (пов'язано з протилежною модуляцією в радіомаяку), а в курсовому каналі в модулі комбінованому посадочному в запам'ятовуючий регістр додатково записується інформація від цифрового частотного детектора. Потім програмно визначається співвідношення фаз постійною і змінною складових сигналу (сигналів опорної і змінної фази) радіомаяка типа СП-50, проводиться вузькосмугова фільтрація квадратурних складових частоти 60 Гц, обчислюється коефіцієнт амплітудної модуляції частотою 60 Гц і проводиться його масштабування для приведення у відповідність коду відхилення по курсу в режимах СП і ILS.

В режимі «Контроль» для перевірки схеми прийому і обробки сигналів радіомаяків в апаратурі ILS-85 передбачена розгалужена система автоматичного контролю на основі апаратних і програмних засобів.

Включення режиму «Контроль» проводиться за відсутності команди «Заборона перебудови і контролю» по сигналу «Контроль».

На контрольний з’єднувач модуля комбінового посадочного від ВЧ-К та ВЧ-Г подаються тестові сигнали НЧК1 і НЧнК1 та НЧГ1 і НЧнГ1, за якими система відпрацьовує сигнали керування у вигляді відхилення від глісади «вгору-вліво» і «вниз-вправо» а також відображається контрольне значення частоти налаштування на індикаторі.

Принцип дії посадочного тракту РСБН.

Посадочний тракт системи забезпечує виведення літака у початок ЗПС за заданою глісадою посадки з неперервною індикацією відстані до точки приземлення.

Спрощена структурна схема посадочного тракту зображена на рис. 1.13.

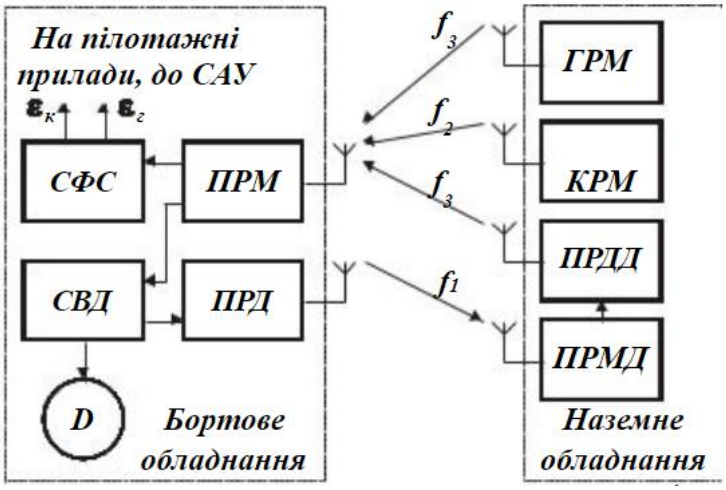


Рис 1.13. Структурна схема посадочного тракту Глісада посадки у просторі утворюється перехрещенням площини курсу та площини глісади.

Площина курсу створюється курсовим радіомаяком (КРМ), площина глісади – глісадним радіомаяком (ГРМ). Принцип створення цих площин базується на методі рівносигнальних зон (РСЗ). КРМ працює в імпульсному режимі на частотах діапазону азимутального каналу. ДН його антенної системи в горизонтальній площині має вигляд двох перехрещених вузьких пелюсток. Випромінювання здійснюється почергово з частотою комутації 13 Гц. При перехрещенні пелюсток в горизонтальній площині утворюється зона, де сигнали, що випромінюються по обом пелюсткам, однакові. РСЗ, що отримується в результаті перехрещення пелюсток ДН КРМ, утворює площину курсу – вертикальну площину, яка проходить через вісь ЗПС і збігається з посадочним напрямком. Для розділення сигналів пелюсток у бортовому приймачі ВЧ коливання модулюються за амплітудою. При випромінюванні сигналів лівою пелюсткою ДН частота амплітудної модуляції $F1$=1300 Гц, а при випромінюванні сигналів правою пелюсткою ДН

$F2$=2100 Гц.

Прийняті сигнали курсового радіомаяка підсилюються по ВЧ та детектуються в приймальних колах азимутального каналу. Відеоімпульси сигналів лівої антени частотою $F1$ та правої антени частотою $F2$ (рис. 2.27 поз. 1 та 2). перетворюються у напруги постійного струму відповідно U1 та U2.

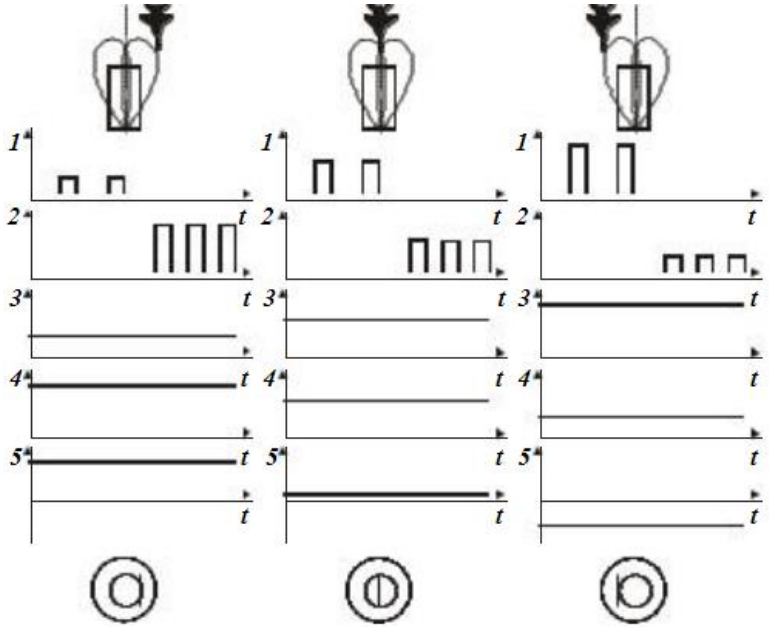


Рис 1.14. Принцип утворення РСН за курсом.

В результаті порівняння цих напруг у схемі формування сигналів (СФС) виробляється сигнал відхилення від площини курсу к у вигляді постійної напруги. Величина сигналук визначається величиною відхилення літака від площини курсу, а полярність – боком відхилення. Сигнал відхилення від площини курсу подається на курсову систему пілотажних приладів і до САУ. При посадці по пілотажним приладам положення літака відносно площини курсу визначається по курсовій планці. Відхилення курсової планки вказує напрямок довороту літака для введення його у площину курсу.

Принцип роботи каналу глісади аналогічний принципу роботи каналу курсу. ГРМ працює в імпульсному режимі на частотах діапазону далекомірного каналу. ДН його антенної системи, як і КРМ, уявляє собою дві перехрещених пелюстки, розташовані у вертикальній площині (рис. 1.15.).

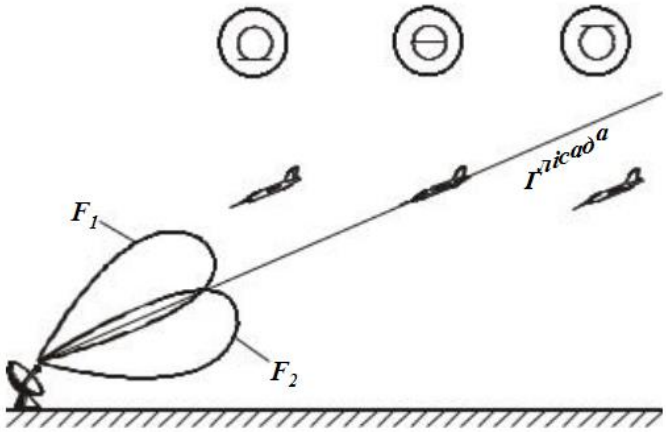


Рис 1.15. Принцип утворення РСН за глісадою

РСЗ, що виходить в результаті перехрещення пелюсток, утворює площину глісади. Кут нахилу площини глісади задається аеродинамічними властивостями літака. Як і в КРМ, випромінювання по пелюстках ДН здійснюється почергово з частотою комутації 13 Гц. Частоти амплітудної модуляції сигналів, що випромінюються по пелюстках, дорівнюють 1300 і 2100 Гц.

Прийняті сигнали ГРМ підсилюються по ВЧ та детектуються у приймальних колах далекомірного каналу. Відеоімпульси сигналів верхньої антени частотою *F*1 та нижньої антени частотою *F*2 перетворюються у напруги постійного струму відповідно U1 та U2. В результаті порівняння цих напруг у СФС виробляється сигнал відхилення від площини глісади у вигляді постійної напруги *г*. Величина сигналу*г*. визначається величиною відхилення літака від площини глісади, а полярність – напрямом відхилення. Сигнал відхилення подається на глісадну систему пілотажних приладів і до САУ. При посадці по пілотажним приладам положення літака відносно площини глісади визначається по глісадній планці. Відхилення глісадної планки (доверху або донизу) вказує напрямок довороту літака для введення його у площину глісади.

Отже, для пілотування літака з посадочним курсом необхідно підтримувати курсову та глісадну планки у центрі пілотажного приладу.

В процесі посадки здійснюється неперервне вимірювання дальності від літака до точки приземлення за тим самим принципом, що й вимірювання дальності до НРМ. В якості відповідача використовується ретранслятор далекоміру ПРМГ.

1.3. Засоби обробки польотної інформації

Раніше обробка польотної інформації (ПІ) здійснювалася в нестартстопному або в стартстопному режимах.

Нестартстопний режим заснований на покадровій обробці інформації в темпі її введення в ЕОМ. Він дозволяє обробляти інформацію в реальному і прискореному часі і забезпечує економію обчислювальних ресурсів, а також використовується для контролю авіаційно-технічного комплексу (АТК), його елементів і зв'язків і управління ними у польоті.

Стартстопний режим реалізується шляхом введення додаткової операції перезапису ПІ з бортового носія на магнітний диск ЕОМ. При перезаписі, інформація ущільнюється і форматується. Це дозволяє використовувати спеціальне математичне і програмне забезпечення для фільтрації збоїв і відновлення збійних кадрів .

До недоліків обробки польотної інформації в таких режимах, перш за все, слідує зниження якості роботи (функціонування) пристроїв введення і процесора.

У пристрої введення при зчитуванні інформації з магнітної стрічки є ймовірність прояву збоїв і пропуску кадрів, а збої в роботі процесора можуть виникати із-за незадовільного технічного обслуговування, наприклад: своєчасно не виявлені несправності його елементів, неякісне заземлення, незадовільне електропостачання, вплив статичної електрики.

Таким чином, до чинників, які знижують достовірність результатів автоматизованого контролю можна віднести наступні:

1) недосконалість діагностичних моделей;

2) недосконалість апаратури, математичне і програмне забезпечення системи контролю польотів;

3) відхилення в діях операторів при невиконанні правил експлуатації апаратури і програмного забезпечення контролю польотів, в помилках при підтвердженні повідомлень, що знижують достовірність отриманих результатів.

Для уникнення вище вказаних недоліків при обробці польотної інформації, в даний час обробка ПІ проводиться наземною комп'ютеризованою системою (НКС).

Вимоги до НКС такі:

1) наземні комп'ютеризовані системи і інформаційні технології обробки і аналізу польотних даних повинні забезпечувати автоматизовану обробку записів бортових реєстраторів польотних даних з метою подальшого аналізу і узагальнення результатів обробки для використання при здійсненні програми моніторингу польотних даних, а також використовуються при розслідуванні авіаційних подій;

2) до експлуатації на підприємствах і в організаціях Цивільної Авіації (ЦА) можуть бути допущені в установленому порядку тільки НКС ОПІ з попереднім перезаписом інформації з бортового носія на носій комп'ютера;

3) НКС ОПІ, які застосовує Державіаадміністрація, повинна забезпечувати вирішення всіх завдань, що передбачені державними і міжнародними авіаційними правилами щодо контролю над роботою бортових реєстраторів, у тому числі завдання, які передбачені програмою інспекторських перевірок;

4) конфігурація і програмне забезпечення НКС ОПІ мають бути орієнтовані на обробку записів бортових реєстраторів всіх типів ПС, яким дозволено перетинати повітряний простір України .

Результати контролю польоту заносяться в базу даних після обробки польотної інформації. Створення баз даних ПІ дає можливість комплексного або вибіркового аналізу за будь-який проміжок часу з метою вироблення коректуючого впливу, як за станом техніки, так і по пілотуванню.

У базах даних рекомендується зберігати початкову ПІ (файли прямої копії), що згодом дасть можливість переобробки її по змінених алгоритмах (якщо такі матимуть місце) або при виявленні помилок налаштування, наприклад - при помилок у характеристиках градуювання.

Якщо дозволяють ресурси, можна зберігати проміжні результати обробки і аналізу по кожному польоту для виявлення тенденцій змін або стабільних відхилень від заданих норм, допусків, тощо.

Найбільш мобільним способом зберігання і обробки ПІ є реляційні бази даних. Робота з такими базами здійснюється за допомогою засобів управління базами даних (ЗУБД).

Характерна особливість цієї бази даних полягає в наступному.

База даних повинна мати розподілений характер. Завдяки цьому, по-перше,

забезпечується більш швидкий доступ до інформації приватного характеру, необхідної для оперативного функціонування регіональних органів УПР, окремих підприємств обробки польотної інформації, тощо. По-друге, підвищується надійність зберігання даних на термінальних вузлах і проміжних серверах мережі.

По суті, дана база даних є розподіленою базою даних і знань (РБД і З), оскільки, окрім завдань зберігання, вирішуються також завдання обробки даних.

Крім того, здійснюється архівне копіювання і страхувальний перезапис даних з періодом, який вибирається з міркувань надійності зберігання.

РБД і З є структурою критичного використання з міркувань безпеки і захисту інформації. Втрата або інші порушення цілісності інформації можуть спричинити серйозні і непередбачені наслідки, аж до порушення роботи всієї авіаційної транспортної інфраструктури.

Розшифровка даних бортових пристроїв реєстрації дозволяє експлуатантам отримати спільну картину по своєму парку ПС, а державним авіаційним адміністраціям - інформацію про всіх експлуатантів. Ця інформація після обробки перетворюється на статистику, на основі якої можна більш узагальнено робити висновки, відносно до стану безпеки авіації. Можливість отримати відомість для проведення розслідувань авіаційних подій та інцидентів, а також для вивчення дій екіпажу в звичайних польотах і технічного обслуговування ПС.

Автоматизовані бази даних значною мірою полегшують зберігання і аналіз інформації про авіаційні події і інциденти. Вважається, що вирішальне значення для успіху роботи по запобіганню авіаційним подіям має спільне використання такої інформації по безпеці польотів. ІКАО веде автоматизовану базу даних, відому як "Система представлення даних про авіаційні події та інциденти" (ADREP), детальніше зупинимося на цій базі в другому розділі даної роботи.

ІКАО рекомендує створення системи баз даних і засобів аналізу даних про безпеку польотів, що містяться в цих базах, а також визначає порядок використання таких даних в цілях визначення необхідних попереджувальних заходів. Держави повинні заохочувати створення мереж колективного використання інформації про безпеку польотів з метою сприяння вільному обміну інформацією про фактичні і потенційні недоліки в області забезпечення безпеки польотів.

1.4. Вплив людського чинника на безпеку польотів літаків.

Ефективність функціонування СОМС залежить від технічних характеристик машини, параметрів середовища, психофізіологічних властивостей оператора, тобто від людського чинника.

Людський чинник має велике значення в забезпеченні високої надійності авіаційної техніки і безпеки польотів ПС. Статистичні дані свідчать, що з вини

людського чинника у світі відбувається 70% авіаційних подій і інцидентів, 50% відмов різних технічних установок, більше 60% аварій.

За результатами досліджень дії людини є причиною близько 90% подій. Ці дані свідчать про те, що людські якості складають велику проблему, яка стоїть перед тими, хто несе відповідальність за проектування, виробництво, експлуатацію і контроль функціонування авіаційної системи.

Більш глибші дослідження свідчать про те, що усі події і інциденти є наслідками помилок людини-оператора. Якщо це не помилка екіпажу або авіаційного диспетчера, то обслуговуючого персоналу або інших фахівців, які пов'язані з авіаційною технікою на усіх її життєвих циклах. Кожна ланка в ланцюзі авіаційних подій обумовлена помилкою людини. На підставі цих даних можна зробити висновок про те, що вплив людського чинника фактично складає 100%, а не 70%.

В теперішній час в ІСАО розроблена безліч моделей помилок. Вони є основними при розгляді проблем людського чинника. Ці моделі однакові для аналізу польотів в нормальних умовах і особливих ситуаціях. Так, наприклад, в циркулярі ІСАО 238-AN/143 "Людський фактор. Збірник матеріалів №6. Ергономіка" відзначається в главі 1, що контроль за помилками людини є складовою частиною ергономічних досліджень. Аналогічна інформація міститься і в інших циркулярах і керівництві по людському чиннику ІСАО, але, проте, акценту на аналізі причин помилок доки не робиться.

Помилка, згідно Держстандарту 26387-94 "Система людина-машина", це неправильне виконання або невиконання оператором запропонованих дій.

Таким чином, основні дефініції поняття "Помилка оператора (людини)" утворюються шляхом застосування відомого в логіці прийому логічної дихотомії (рис. 1.16). При дихотомічному (двочленному) діленні об'єм ділимого поняття ділиться на два поняття, що суперечать: А і не-А. Іноді поняття не-А ділиться на два суперечливих поняття В і не-В, потім не-В ділиться на С і не-С і так далі.

Дихотомічне ділення зручне з таких причин: воно завжди співвимірне; члени ділення виключають один одного, оскільки кожен об'єкт ділимої великої кількості потрапляє в клас А або не-А; ділення проводиться тільки по одній основі.

Операція ділення поняття застосовується тоді, коли потрібно встановити, з яких видів складається родове поняття.

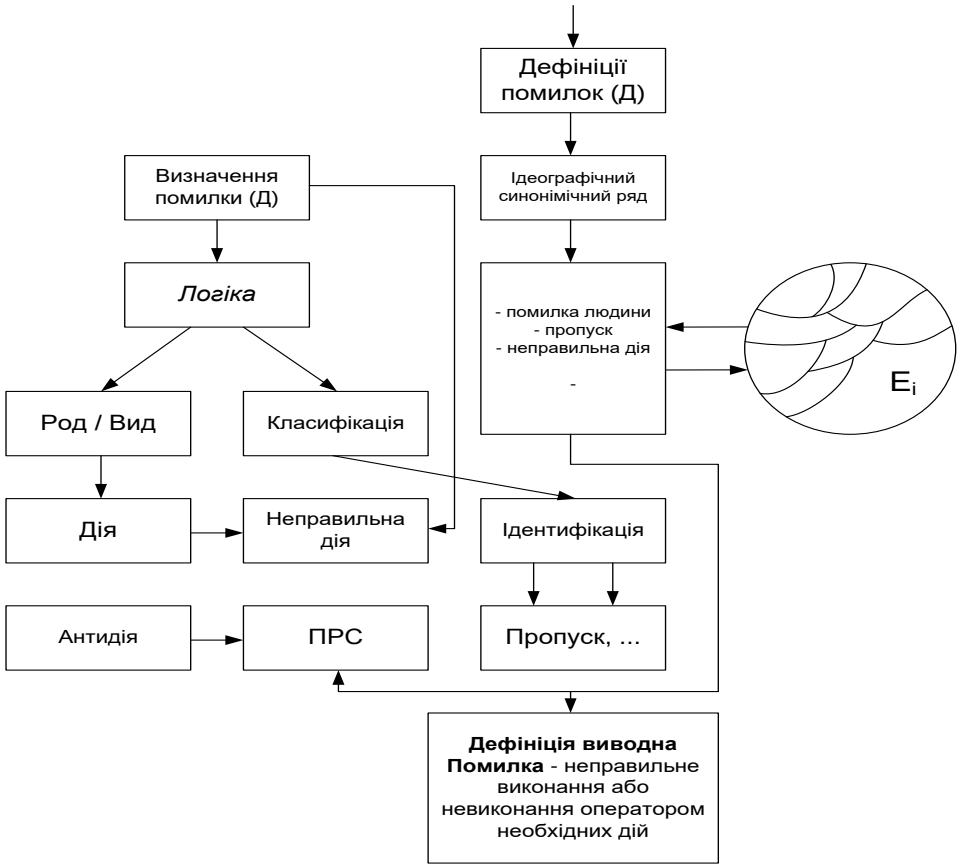


Рис. 1.16. Прийом логічної дихотомії

В області людського чинника важливою є аналітика помилок. Це модель вписується в детерміністські моделі. Вона дозволяє аналізувати причини помилок і виходити за їх межі у бік аналітики посилених рефлексів Сеченова (ПРС). ПРС не входять в категорію помилок людини, а є нормальною психофізіологічною реакцією людини на абсолютну (відносну) раптовість, несподіванку, яка йде до людини.

Згідно цієї моделі помилки можна класифікувати не лише логічно, а і за допомогою ідеографічного синонімічного ряду.

Увесь синонімічний ряд можна розділити на три групи: основні синоніми, допоміжні і додаткові. До основних синонімів можна віднести: помилка, ляпсус, накладка, невірний крок, неправильна дія, недоробка, недогляд, неправильність, неточність, обмовка, друкарська помилка, описка, помилка, відмова людини, погрішність, промах, пропуск, прорахунок, упущення. До допоміжних синонімів відносяться: гріх, позіх, спотворення, камінь спотикання, ляп, обважування, обман, обмовка, зваблювання, необачність, ослух, перекіс, помарка, провисання, провинність, промашка, промір, проруха, перегляд, тавтологія. До додаткових синонімів – аберація, гістерологія, ілюзія, колімація, недогляд, обрахування, засліплення, парахронізм, гріх, самообман, самовтіха.

Таким чином, можна зробити висновок про те, що поняття "помилка" включає близько 55 понять. Тобто ця модель дає можливість розглядати помилку в розширеному сенсі.

Деякі підходи фахівців до проблеми помилок оператора. Західні фахівці, використовуючи методи класичної логіки обмежують свої дослідження трьома напрямами:

1) визначення помилок, тобто їх дефінірування;

2) класифікація помилок;

3) побудова моделі помилок на основі дефініцій і класифікацій.

Експерти техаського університету розробили модель подолання загроз і помилок (рис. 1.17). Ця робота опублікована в журналі ICAO №2 (54) у 1999 р.

З цієї моделі видно, що ризик виходить як від очікуваних (очікувані події і ризики, неочікувані події і ризики, зовнішня помилка), так і неочікуваних загроз (помилки льотного екіпажу). Очікувані загрози включають такі чинники, як умови місцевості, прогнозовані метеоумови і умови в аеропорту. До числа неочікуваних загроз належать розпорядження служби управління повітряним рухом (УПР), несправності систем і стреси експлуатаційного характеру. Також рівень ризику може підвищуватися в результаті помилок, які допущені за межами кабіни пілотів

(персоналом служби УПР, персоналом по технічному обслуговуванню, співробітниками по забезпеченню польотів).

Окрім зовнішніх помилок існують помилки, що допускаються льотним екіпажем. І для зовнішніх помилок, і для помилок, що здійснюються льотним екіпажем, заслоном є поведінка, вибрана з урахуванням CRM (роботи екіпажу в кабіні). В першому випадку у разі вдалої такої поведінки призводить до безпеки польоту, в другому випадку це дозволяє здолати помилки, що припустилася, і відновити безпеку польоту. Якщо порушується лінія оборони, то це може привести до додаткових помилок, слідством чого буде інцидент або подія. Згідно з даними дослідників техаського університету про діяльність трьох авіакомпаній, одна або декілька загроз безпеки польоту виникали на 72% усіх рейсів. Якщо перерахувати число загроз на один рейс, то воно коливатиметься від 0 до 11, а в середньому доводиться по дві загрози безпеки на кожний політ. Найчастіше відзначалися загрози, які були обумовлені складним характером місцевості (58% рейсів), несприятливими метеоумовами (28%), несправностями бортових систем (15%), неадекватними розпорядженнями служби УПР, персоналу по технічному обслуговуванню, співробітників наземних служб управління і так далі (8%), а також стресом експлуатаційного характеру (8%). Найчастіше загрози безпеки польоту виникали на етапах зниження, заходу на посадку, посадці повітряного судна (40%).

Західна модель розглядає тільки дію і причиною авіаподій вважається помилка авіаперсоналу. Предметом найбільш пильної уваги досліджень в області безпеки польотів були помилки, допущені льотним екіпажем і ставшими причиною приблизно 75% авіаційних катастроф.

З точки зору експлуатації помилка льотного екіпажу може бути визначена як дію або бездіяльність, що веде до відхилення від експлуатаційних або організаційних намірів або очікувань. Згідно з цим визначенням, слід розрізняти п'ять видів помилок:

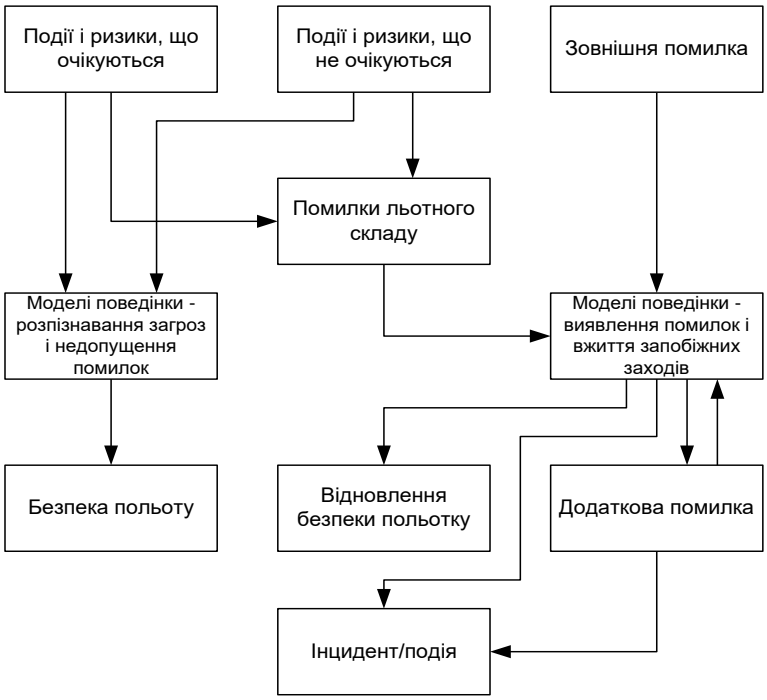


Рис 1.17. Модель загроз і помилок Роберта Л. Хелмрейча.

1) навмисне недотримання або порушення правил SOP (стандартна операційна процедура) або нормативних положень (ігнорування інструктажів або контрольних списків);

2) процедурні, при яких наміри правильні, а виконання зірвалося;

3) помилки комунікативного характеру, які мають місце при неправильній передачі або тлумаченні інформації;

4) помилки кваліфікаційного характеру, що вказують на нестачу знань або відсутність пілотажної майстерності;

5) помилки при прийнятті рішень експлуатаційного характеру, які мають місце при прийнятті льотним екіпажем дискреційного рішення, що веде до невиправданого збільшення ризику (різкі маневри при заході на посадку, рішення увійти до області несприятливих метеоумов або надмірного використання засобів автоматики).

Такий підхід називається "Причина авіаційної події – помилка авіаперсоналу". У цьому суть західного підходу до визначення причин авіаподій.

Розглянемо зміст і суть запропонованого нами підходу і новітньої моделі дії і протидії у польоті (МДПП).

В основі цього підходу лежить розгляд не лише дій, але і протидії. А причиною авіаподії є не помилка авіа персоналу, а причина або причини помилок. Тобто сама помилка виводиться з сфери причинності і розглядаються причини, що викликають цю помилку. Таким чином, по суті формуються два якісно відмінних один від одного підходу до причинності авіаційних подій: західний підхід, вважаючих помилку причиною авіаподій і вважаючих причиною авіаподій причини помилок. Такий поглиблений детермінізм в розгляді причинності авіаподій повністю відповідає характеру фундаментальних досліджень у вітчизняній інженерній психології, ергономіці і теорії експлуатації.

Відповідно до факторної моделі польоту МДПП з урахуванням природи ПРС (рис. 1.18.) польоти розглядаються, як гранично складні процеси і їх моменти, під час яких ризик може виходити від очікуваних подій, невизначеностей і несподіваностей, зовнішніх помилок. Найбільш складною невизначеністю у польоті є факторні накладки. Факторні накладки (ФН) – ця взаємодія факторів. Раніше у вчених не можна було знайти робіт в області навчання затримання ПРС при дії ФН, а наша модель дозволяє це зробити.

Ще однією відмінною рисою цієї моделі є те, що варіантом післядії є більше раннє відвертання інциденту (події).

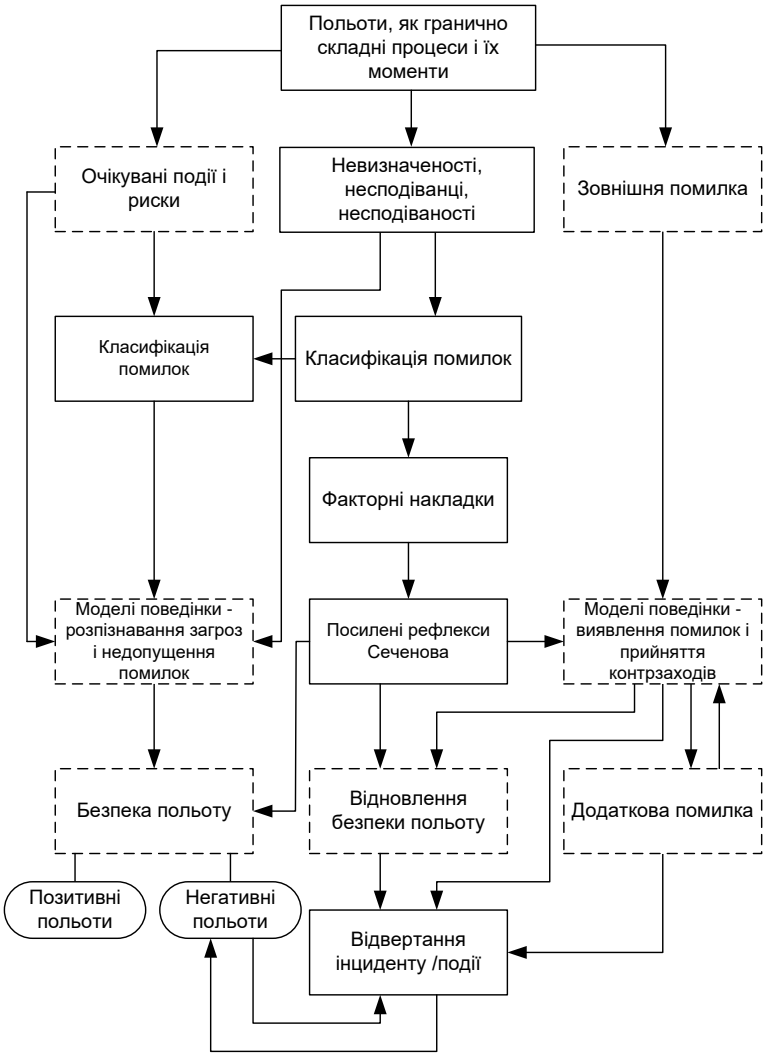


Рис 1.18. Факторна модель польоту з урахуванням природи ПРС (модель Грищенка Ю.В., Гуленко В.Д., Хохлова Є.М.)

Також МДПП дозволяє навіть при додатковій помилці або при негативному польоті запобігти інциденту завдяки пригніченню ПРС.

При антистресовій підготовці на КТЛ психофізіологічна напруженість і неадекватні дії пілота визначаються по коефіцієнтах ЗАППС (Рис 1.19).

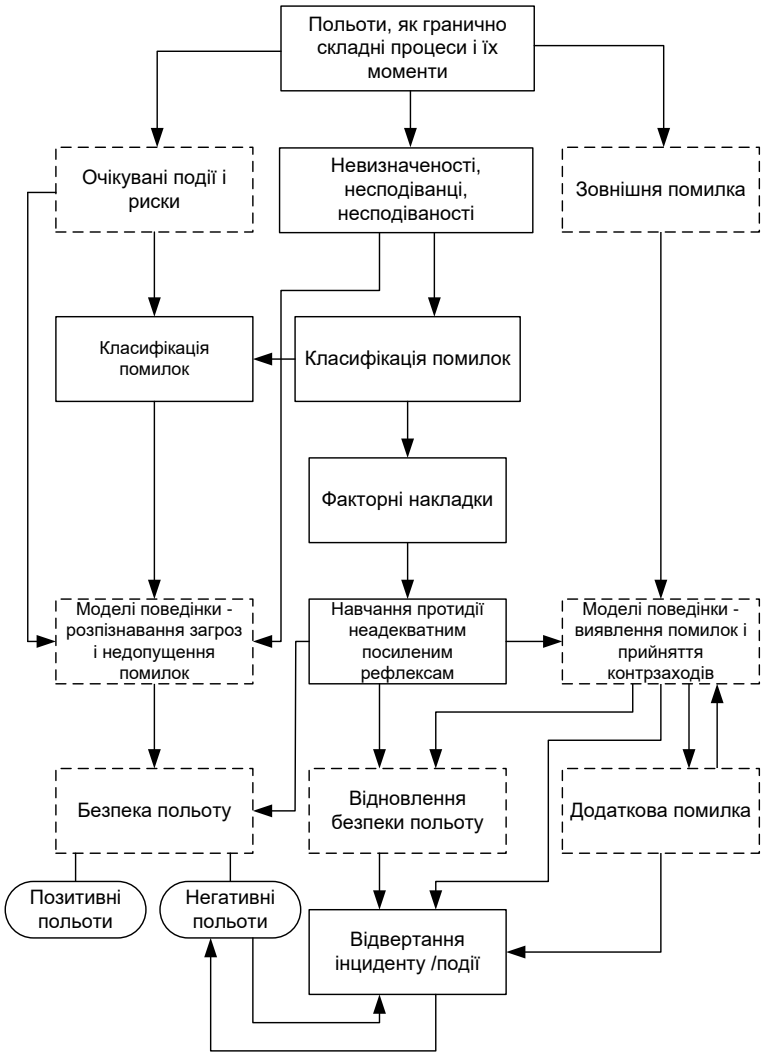


Рис. 1.19. Модель польоту з урахуванням навчання пілотів протидіяти збільшенню амплітуди параметрів польоту і алогічним діям у польоті.

Складністю рішення такої задачі є те, що при факторній аналітиці причинності помилок ми зустрічаємося із завданням обліку великої кількості взаємодіючих чинників. Виділено більше 1500 таких чинників. Тому завдання знищення (елімінація) помилок льотного складу, навіть коли відомі причини, дуже складне.

Модель МДПП за принципами свого формування дозволяє вирішити це завдання. Обмеження області існування помилок нормальними (неаварійними) польотами і введення умовних рефлексів для польотів в умовах раптовості і несподіванки є тією теоретичною основою, і тим логічним посиланням, яке забезпечує таке важливе для практики зниження аварійності.

Методи визначення психофізіологічної напруженості і її впливу на якість техніки пілотування слід застосовувати на ділянці, де ПС повинно слідувати прямо від однієї ділянки польоту до іншої. Для цього найбільш підходить ділянка заходу на посадку від кінця третього розвороту до четвертого. Ведення комплексних відмов на КТЛ на цій ділянці з подальшим їх зняттям після четвертого розвороту дозволить дисциплінувати екіпажі для підвищення якості входу в глісаду.

РОЗДІЛ 2
ОЦІНКА ЯКОСТІ ВХОДУ В ГЛІСАДУ ЕКІПАЖЕМ ЛІТАКА

Спроби забезпечення безпеки польотів є однією з основних пріоритетних задач в авіаційній системі. Якість контролю за траєкторією польоту значно залежить від ефективності навігаційних засобів і пілотажно-навігаційного обладнання, а також від професійної підготовки екіпажу повітряних судів (ПС). Часто спостерігається зниження рівня пілотажу в умовах несподіваних ситуацій під час польоту.

Завершальний етап заходу на посадку (приземлення) залежить від вчасного введення в гліссаду та подальшого дотримання траєкторії польоту.

У цій роботі розглядаються аспекти оцінки точності вступу літака в гліссаду з викоРистанням кореляційних функцій, а також оцінки пілотування під час передпосадкового маневрування з урахуванням кута атаки і швидкості повітряного судна.

На сьогоднішній день існують визначені методи оцінки якості вступу в гліссаду при директорному режимі керування. Проте керуючі рухи пілота з інтегро-диференційованим характером стають стаціонарними. Тому ми вважаємо доцільним оцінювати точність вступу в гліссаду з використанням кореляційних функцій. Але це не достатньо для забезпечення безпеки. Треба також дотримуватися встановленого швидкісного режиму польоту. Залежність швидкості від кута атаки ми пропонуємо визначати за допомогою контурів кореляційних полів. Це дозволить оперативно виявляти небезпечні конфігурації руху літака. Таким чином, за допомогою наведених компонентів ми можемо визначити якість вступу в гліссаду.

2.1. Кореляційні функції і їх застосування для оцінки якості заходу на посадку

Розглянемо кореляційні функції між інформацією про траєкторію польоту та спотвореннями, що виникають під час операції оператора, через його психофізіологічні особливості в умовах високого напруження.

Здійснення комплексного аналізу траєкторії руху повітряного судна (ПС) дозволяє визначити рівень підготовки оператора, його психофізіологічний стан, ефективність роботи всіх елементів ПС і надійність комунікації під час приймання та передавання команд.

Основною метою цієї роботи є визначення технічного та психологічного стану системи оператор-машина-середовище (СОМС) на основі аналізу траєкторії руху ПС в найнапруженіших моментах польоту, наприклад, під час посадки літака.

Ми визнаємо ідеальною системою траєкторного керування таку, яка забезпечує повну ергатичну сумісність підсистеми оператор–повітряне судно та безперервно обробляє інформацію про траєкторію руху ПС без помилок, а також виконує задану програму польоту згідно з функцією I(t). При цьому задана траєкторія і інформація про реальну траєкторію польоту збігаються. Будь-яке відхилення від заданого режиму

польоту негайно реєструється бортовим обладнанням, яке також повідомляє оператора. У разі потреби оператор може виправити цю різницю до нуля (Рис.2.1).

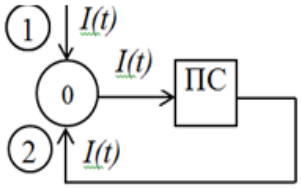


Рис 2.1. Ідеальна система

Розглянемо дану ситуацію: оператор викоРистовує інформацію I(t), яка може бути спотворена з різних причин. Внаслідок цих спотворень інформація, що контролює об'єкт, зазнає змін і стає іншою, а саме I'(t) (див. Рис. 2.2).

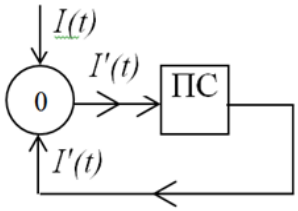


Рис. 2.2. Неідеальна система

Допустимо, що пілот, який керує літаком, отримав інформацію для управління повітряним судном - I(t) та 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:

$$I^{'}(t) = I(t) \cdot (1 + m(t)\cos\Omega t) \qquad (2.1)$$

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 ЗАПППС внаслідок підвищеної психофізіологічної напруженості пілота. Йдеться мова про інтегро-диференційований руховий динамічний стереотип, що представляє собою остаточний результат дій оператора під час керування повітряним судном.

У випадку, коли функції m(t) та I(t) є стаціонарними випадковими процесами, і φi = const ( ), де і - номер випробування (заходу на посадку) в рамках відомої категорії випробувань (посадок), функція I'(t) залежить виключно від часу t і повністю визначається результатом кожного випробування, посадки.

Давайте розглянемо функцію кореляції траєкторії польоту ρ(τ), яку літак має долати без спотворень інформації під час прийому та управління.

$$\rho(\tau) = I(t) \cdot I(t-\tau) =$$

$$= \lim_{T\to\infty}\left(\frac{1}{T_L}\right)\int_0^{T_L} I(t)\cdot I(t-\tau)dt = \frac{1}{T_L}\int_0^{T_L} I(t)\cdot I(t-\tau)dt \qquad (2.2)$$

де τ – час затримки, T_L – час польоту на якійсь певній ділянці протяжністю L, наприклад, $T_L=T_n$, де T_n – час посадки літака.

Визначимо функцію кореляційної залежності, враховуючи спотворення інформації про політ:

$$\rho'(\tau) = \{I(t)[1+m_i(t)\cos(\Omega_i t+\varphi_i)]\}\cdot\{I(t-\tau)[1+m_i(t-\tau)\cos[\Omega_i(t-\tau)+\varphi_i]\} =$$
$$= I(t)I(t-\tau) + I(t)I(t-\tau)m_i(t)\cdot\cos(\Omega_i t+\varphi_i) + I(t)I(t-\tau)\cdot\cos[\Omega_i(t-\tau)+\varphi_i] + \qquad (2.3)$$
$$+ I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau)\cos(\Omega_i t+\varphi_i)\cdot\cos[\Omega_i(t-\tau)+\varphi_i].$$

Скориставшись нерівністю Буняковського-Шварца запишемо:

$$\left|I(t)I(t-\tau)m_i(t)\cos(\Omega_i t+\varphi_i)\right| \le \left|I(t)I(t-\tau)m_i(t)\right|\cdot\cos(\Omega_i t+\varphi_i). \quad (2.4)$$

Для явищ, які відбуваються достатньо довго, наприклад, час посадки $T_П$ і величина періоду коливального процесу ЗАППС $T_i = \frac{2\pi}{\Omega_i}$ (згідно з експериментальними залежностями несумірні за величиною $T_{L>>}T_i$.

Тому $$\cos^2(\Omega_i t+\varphi_i) \approx 0,$$

$$\cos^2[\Omega_i(t-\tau)+\varphi_i] \approx 0.$$

Отже, ігноруємо другий і третій члени у виразі (2.3).

Отже, серед чотирьох компонентів у функції кореляційної залежності, враховуючи спотворення інформації про політ, залишаються найбільш значущі за розміром члени:

$$\rho'(\tau) = \rho(\tau) + I(t)I(t-\tau)m_i(t)\cdot m_i(t-\tau)\cos(\Omega_i t+\varphi_i)\cdot\cos[\Omega_i(t-\tau)+\varphi_i]. \quad (2.5)$$

Вичислимо компоненту:

$$I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau)\cdot\cos(\Omega_i t+\varphi_i)\cos[\Omega_i(t-\tau)+\varphi_i]=$$
$$=\frac{1}{2}I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau)\cos\Omega_i\tau+$$
$$+\frac{1}{2}I(t)I(t-\tau)m_i(t)\cdot m_i(t-\tau)\cos(2\Omega_i t-\Omega_i\tau+2\varphi_i]= \qquad (2.6)$$
$$=\frac{1}{2}I(t)I(t-\tau)m_i(t)\cdot m_i(t-\tau)\cos\Omega_i\tau.$$

У вище представленому вираженні другим доданком нехтуємо, оскільки воно близьке до нуля через те, що $2\Omega_i=\frac{4\pi}{T_i}\gg\frac{1}{T_i}$, – період коливань ЗАППС, T_n – час посадки.

Кореляційну функцію ЗАППС представимо як:

$$\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau)=\rho(\tau)+\frac{1}{2}I(t)\cdot I(t-\tau)m_i(t)\cdot m_i(t-\tau)\cos\Omega_i\tau. \qquad (2.7)$$

Кореляційна функція траєкторії посадки із ЗАППС дорівнює сумі функції кореляції траєкторії посадки без ЗАППС і члену залежному від статистики "чистої" посадки і статистики ЗАППС.

У випадку стаціонарності явища ЗАППС у часі, коли mi(t)=const=m, функцію кореляції можна представити у наступному вигляді:

$$\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau)=\rho(\tau)+\rho(\tau)\cos\varphi. \qquad (2.8)$$

У випадку, якщо ЗАППС не стаціонарний, то:

$$I(t)I(t-\tau)m_i(t)m_i(t-\tau)\le\rho(\tau)\rho_{\text{ЗАППС}}(\tau). \qquad (2.9)$$

Таким чином, при посадці із ЗАППС з випадковим "включенням" ЗАППС має вигляд зміщеної функції кореляції:

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

Розглянемо загальну кореляційну функцію, яка представляє собою сукупність усіх вище розглянутих ситуацій:

$$\rho_{full}(\tau)=\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}[I(t)+I_{\text{ЗАППППС}}(t)][I(t-\tau)]+I_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)]dt=$$

$$=\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}[I(t)I(t-\tau)+I_{\text{ЗАППППС}}(t)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)+I(t)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)+$$

$$+I(t-\tau)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t)]dt=\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}I(t)I(t-\tau)dt+\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}I_{\text{ЗАППППС}}(t)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)dt+ \qquad (2.10)$$

$$+\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}I(t)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)dt++\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}I(t-\tau)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t)dt=\rho(\tau)+\rho_{\text{ЗАППППС}}(\tau)+$$

$$+\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}I(t)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)dt+\frac{1}{T_L}\int_0^{T_L}I(t-\tau)\cdot I_{\text{ЗАППППС}}(t)dt.$$

Згідно нерівності Буняковського-Шварца маємо:

$$\int_0^{T_L}I(t)\cdot I_I(t-\tau)dt\le\sqrt{\int_0^{T_L}I^2(t)dt}\sqrt{\int_0^{T_L}I^2{}_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)dt}. \qquad (2.11)$$

Скориставшись експериментальними результатами, визначимо $I_{ЗАППППС}\,(t-\tau)$.

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

тоді

$$\sqrt{\int_0^{T_L}I^2{}_{\text{ЗАППППС}}(t-\tau)dt}=\sqrt{I^2\int_0^{T_L}\cos^2(\Omega t+\varphi_{\text{ЗАППППС}}-\Omega\tau)dt}=$$

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

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

$$=\frac{I_{\text{ЗАППППС}}}{\sqrt{2}}\sqrt{T_L+\frac{1}{2\Omega}\sin(2\Omega t+\varphi_{\text{ЗАППППС}}-\Omega\tau)},$$

$$\sin(2\Omega t+\varphi_{ЗАППППС}-\Omega\tau)\le 1,$$

$$T_L >> \frac{T_{\text{ЗАППРС}}}{2\pi}, \tag{2.13}$$

$$\int_0^{T_L} I(t) I_{\text{ЗАППРС}}(t-\tau) \le \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t)dt} \cdot I_{\text{ЗАППРС}} \sqrt{\frac{T_L}{2}} = const. \tag{2.14}$$

Отже, нерівність (2.12) можна представити, скориставшись вираженням (2.14), таким чином:

$$\int_0^{T_L} I(t) I_{\text{ЗАППРС}}(t-\tau) \le \sqrt{\int_0^{T_L} I^2(t)dt} \cdot I_{\text{ЗАППРС}} \sqrt{\frac{T_L}{2}} = const; \tag{2.15}$$

$$\int_0^{T_L} I_{\text{ЗАППРС}}(t) I(t-\tau) \le \sqrt{\int_0^{T_L} I^2{}_{\text{ЗАППРС}}(t-\tau)dt} \cdot I \sqrt{\frac{T_L}{2}} = const. \tag{2.16}$$

Підставимо вирази (2.15) і (2.16) в (2.11) і отримаємо:

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

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

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

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

$$= \frac{I^2{}_{\text{ЗАППРС}}}{T_L} (\frac{T_L}{2} \cos\Omega\tau + \frac{1}{2\Omega} \sin T_L\Omega \cos(T_L\Omega + 2\varphi_{\text{ЗАППРС}})$$

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

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

$$= \rho(\tau) + \frac{I^2{}_{\text{ЗАППРС}}}{2} \cos\Omega\tau + const$$

$$const < \frac{I^2{}_{\text{ЗАППРС}}}{2} \cdot \cos\Omega\tau$$

відрізняється на $\frac{1}{2\pi} \cdot \frac{T_{\text{ЗАППРС}}}{T_L}$

$$const < \frac{I^2_{\text{ЗАППС}}}{2} \cdot \cos\Omega\tau \qquad (2.18)$$

відрізняється на $\frac{1}{2\pi} \cdot \frac{T_{\text{ЗАППС}}}{T_L}$

Поглянемо на кореляційні функції на глісаді.

Припустимо, що довжина посадки (L_n) дорівнює довжині глісади ($L_г$). Приймемо, що розрахунок $\rho(\chi)$ з урахуванням ЗАППС на глісаді точніший.

$$\rho(\chi) = \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} [y(x) + y_я(x)][y(x-\chi)]\,dx =$$

$$= \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} y(x) \cdot y(x-\chi)dx + \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} y_я(x)$$

$$\cdot y(x-\chi)dx + + \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} y(x) \cdot y_я(x-\chi)dx +$$

$$+ \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} y_я(x) \cdot y_я(x-\chi)dx =$$

$$= \rho(\chi) + \rho_я(\chi) + \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} y(x) \cdot y_я(x-\chi)dx + \frac{1}{L_n}\int_0^{L_n} y_я(x) \cdot y(x-\chi)dx, \qquad (2.19)$$

де χ – відхилення від глісади.

ЗАППС було виражено у формі функції з однією спектральною компонентою cosΩt, яка виявляється на експериментальній криві. Проте для узагальнення цього явища в загальному вигляді, ми повинні враховувати експериментальні дані.

На основі експериментальних кривих будується крива кореляційної функції, і на цій основі формується функція ЗАППС.

2.2. Аналіз можливості управління траєкторією руху літака по кореляційній функції.

Давайте розглянемо функцію кореляції між зазначеним і несвоєчасним введенням пілотом повітряного судна в глісаду. У такій ергатичній системі ця ситуація пов'язана з особливостями психофізіології пілота.

Моделювання дії ФН шляхом введення комплексних відмов на тренажері розкриває величезні можливості для антистресової підготовки членів екіпажу.

Для покращення якості посадки представимо математичну модель керування повітряним судном, використовуючи кореляційні функції на ділянці входу в глісаду.

В загальному вигляді траєкторію польоту повітряного судна можна описати за допомогою функції:

$$Z = f(x, y).$$

При посадці ця траєкторія визначається траєкторією глісади:

$$Z = f(x, y) = \text{const}.$$

Траєкторія польоту встановлюється системою оператор-машина-середовище (СОМС) і є результатом взаємодії кількох факторів, включаючи кути тангажа (υ), крену (γ), нахилу траєкторії (θ), курсу (ψ) і швидкості (ν) повітряного судна. Координати траєкторії польоту є функціонально пов'язаними з усіма зазначеними параметрами і визначаються через відповідні математичні вирази:

$$Z=F_1(\upsilon, \gamma, \theta, \psi, \nu),\ Y=F_2(\upsilon, \gamma, \theta, \psi, \nu),\ X=F_3(\upsilon, \gamma, \theta, \psi, \nu).$$

Координати глісади (y=const):

$$Z = F_4(\upsilon, \gamma, \theta, \nu),\ \psi = \text{const},\ Z = F_5(\upsilon, \gamma, \theta, \nu),\ y = \text{const}.$$

Визначимо траєкторію глісади прямою лінією, що сполучає точку положення радіомаяка (x = L, Z = 0) і місцем початку посадки (x = 0, Z0 = h). На (Рис. 2.3) зазначені точки, що характеризуються значним змінним кутом траєкторії α. Реальна траєкторія польоту передбачає поступове згладжування вказаних кутів, що, в подальшому, потрібно враховувати.

Координати глісади визначаються залежністю:

$$Z = Z_0 + x\,\mathrm{tg}\alpha\ , \qquad (2.20)$$

де Z_0 – початкова координата по висоті, α – кут між лінією траєкторії і напрямом X; $Z_0 = h$, $\mathrm{tg}\alpha = -h/L$, L – довжина глісади. У цих позначеннях траєкторія глісади буде мати наступний вигляд:

$$Z(x) = h - \frac{h}{L} \cdot x.$$

(2.21)

Слід відзначити, що така траєкторія посадки можлива лише в випадку, коли немає впливу зовнішніх чинників, всі системи повітряного судна працюють нормально, оператор проявляє високий професіоналізм і не має психологічних відхилень, і відсутні будь-які інші фактори, що можуть впливати на цей процес.

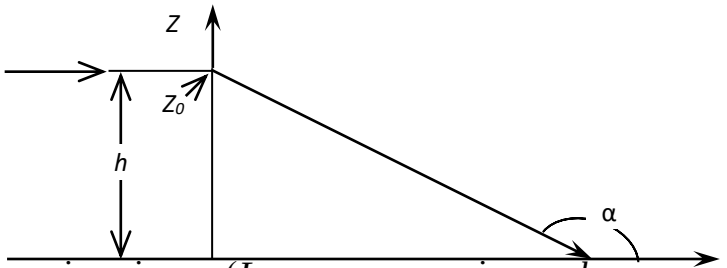


Рис. 2.3. Траєкторія глісади (L – довжина глісади, h – поточна висота у момент посадки)

Траєкторію посадки, що описується рівнянням (2.21), позначимо як ідеальну глісаду.

Для подальшого аналізу руху судна при посадці вичислимо функцію кореляції траєкторії, описану рівнянням (2.21):

$$\rho(\chi)=\frac{1}{L}\int_0^l Z(x)\cdot Z(x-\chi)dx, \qquad (2.22)$$

де χ – величина зрушення траєкторії по координаті x: $x-\chi$ – величина запізнювання при $\chi > 0$ або величина випередження при $\chi < 0$.

Функції $Z(x)$, $Z(x-\chi)$, $Z(x+\chi)$ на проміжку інтеграції від 0 до L мають наступні значення:

$$Z(x)=\begin{cases} h-\dfrac{h}{L}x, 0\le x\le L \\ h\le 0 \\ 0\ge L \end{cases} \qquad (2.23а)$$

$$Z(x-\chi)=\begin{cases} h, -\infty\le x\le \chi^* \\ h-\dfrac{h}{L}(x-\chi), \chi\le x\le L+\chi \\ 0, L+\chi\le x \end{cases} \qquad (2.23б)$$

$$Z(x+\chi)=\begin{cases} h, -\infty\le x\le \chi \\ h-\dfrac{h}{L}(x+\chi), -\chi\le x\le L-\chi \\ 0, L-\chi\le L \end{cases} \qquad (2.23в)$$

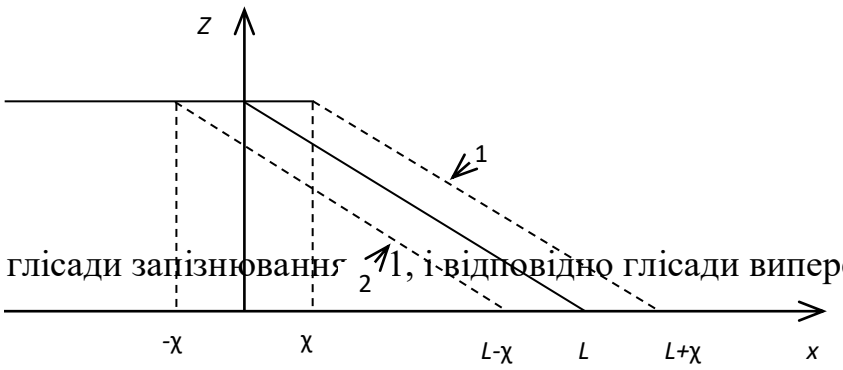


Рис. 2.4. Траєкторія глісади запізнювання – 1, і відповідно глісади випередження – 2.

На підставі умов, які формулюються у виразах (2.23а, б, в), розглянемо функцію кореляції відстрочення і передбачення (Рис. 2.4), детально розкриваючи її залежність в різних областях інтеграції:

$$\rho(\chi)=\frac{1}{L}\int_0^{l} Z(x)Z(x-\chi)dx=\frac{1}{L}\int_0^{\chi}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\cdot 0\,dx+$$

$$+\frac{1}{L}\int_{\chi}^{L-\chi}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\cdot\left[h-\frac{h}{L}(x-\chi)\right]dx+\frac{1}{L}\int_{L-\chi}^{L}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\cdot 0\,dx=$$

$$=\int_{\chi}^{L}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\cdot\left[h-\frac{h}{L}(x-\chi)\right]dx= \qquad (2.24)$$

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

$$=\frac{h^2}{3}-\frac{h^2\chi}{2L}+\frac{h^2\chi^3}{6L^3},\ \chi\ge 0$$

Функція кореляції випередження дорівнює:

$$\rho(-\chi)=\frac{1}{L}\int_0^{l} Z(x)Z(x+\chi)dx=\frac{1}{L}\int_0^{L-\chi}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\left[h-\frac{h}{L}(x+\chi)\right]dx+$$

$$+\frac{1}{L}\int_{L-\chi}^{L}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\cdot 0=\frac{1}{L}\int_0^{L-\chi}\left(h-\frac{h}{L}x\right)\left[h-\frac{h}{lL}(x+\chi)\right]dx= \qquad (2.25)$$

$$=\frac{h^2}{L^3}-\frac{h^2\chi}{2L}+\frac{h^2\chi^3}{6L^3}\quad \text{или}\quad \rho(\chi)=\frac{h^2}{3}+\frac{h^2\chi}{2L}-\frac{h^2\chi^3}{6L^3},\chi\le 0.$$

Функція автокореляції: $\rho(0)=\frac{h^2}{3}$

при $\chi = L$

$$\rho\,(-L)=\rho\,(L)=0.$$

Слід вказати на те, що при довільному χ в діапазоні $-L$ до $+L$

$$\rho\,(-\chi)=\rho\,(+\chi).$$

Факторна накладка приведе до зміни траєкторії глісади $Z(x)$ на величину $\Delta Z_{ФН}=Z_{ФН}-Z(x)$ або $Z_{ФН}=Z(x)+\Delta Z_{ФН}(x)$, (2.26)

де $Z(x)$ – траєкторія польоту без факторних накладок, $\Delta Z_{ФН}(x)$ – зміна траєкторії польоту при дії факторних накладок.

Ця зміна визначається не лише технічними неточностями та впливом середовища, а також рівнем професійної підготовки і психологічним станом оператора (пілота). Важливо також зауважити, що рівняння (2.26) є функцією не лише координат траєкторії польоту, а також від часу, оскільки між координатою x і швидкістю руху існує однозначна залежність, x = x(v, t).

$$Z_{\text{ФН}}(t) = Z(t) + \Delta Z^{**}_{\text{ФН}}(t). \tag{2.27}$$

Вичислимо функцію кореляції $Z_{\text{ФН}}(x)$, визначувану вираженням (2.26):

$$\rho^{\text{Повна}}_{\text{ФН}}(\chi) = \frac{1}{L}\int_0^L Z_{\text{ФН}}(x)\cdot Z_{\text{ФН}}(x-\chi)dx = \\ = \rho(\chi) + \rho^{\text{Чиста}}_{\text{ФН}}(\chi) + \frac{1}{L}\int_0^L [Z(x)\cdot \Delta Z_{\text{ФН}}(x-\chi) + \Delta Z_{\text{ФН}}(x)\cdot Z(x-\chi)]dx, \tag{2.28}$$

де $\rho(\chi)$ – функція кореляції "чистого" польоту (без ФН), $\rho_{\text{ФН}}(\chi)$ – функція кореляції факторної накладки.

$$\rho(\chi) = \frac{1}{L}\int_0^L Z(x)\cdot Z(x-\chi)dx \tag{2.29}$$

$$\rho_{\text{ФН}}(\chi) = \frac{1}{L}\int_0^L \Delta Z_{\text{ФН}}(x-\chi)dx \tag{2.30}$$

Третій член правої частини рівняння (28) є функцією кореляцій двох незалежних функцій $Z(x)$ і $\Delta Z_{\text{ФН}}(x)$.

Позначимо цю змішану функцію $\rho_{\text{зм}}$.

$$\rho_{\text{зм}} = \frac{1}{L}\int_0^L [Z(x)\cdot \Delta Z_{\text{ФН}}(x-\chi) + \Delta Z_{\text{ФН}}(x)\cdot Z(x-\chi)]dx. \tag{2.31}$$

Найчастіше кореляції між траєкторією польоту (у тому числі глісади) Z і ФН $\Delta Z_{\text{ФН}}$ немає і $\rho_{\text{зм}}$ рівна або близька до нуля. Для прикладу візьмемо таку ФН, яка впливає на координату Z як гармонійні коливання в часі:

$$\Delta Z_{\text{ФН}}(t) = a_0 \cos(\Omega t) \tag{2.32а}$$

або

$$\Delta Z_{\text{ФН}}(x) = a_0 \cos\Omega\frac{x}{v}, h >> a_0 \tag{2.32б}$$

$$Z_{\text{ФН}}(x) = h.$$

де a_0 – амплітуда факторної накладки.

Літак рухається на сталій висоті h з гармонійним змінюванням висоти, що описується за допомогою закону, визначеного у формулі (2.22б). У такому випадку змішана функція кореляції ρСМ обчислюється за формулою (11) і має значення:

$$\rho_{\text{СМ}} = \frac{h \cdot a_0}{L} \int_0^L \left(\cos \frac{\Omega}{\nu} x \right) dx = \\ = \frac{4h \cdot a}{L} \cdot \frac{\Omega^2}{\nu^2} \sin \frac{\Omega}{2\nu} L \cdot \cos \frac{\Omega}{2\nu} \left(L - \frac{\chi}{2} \right) \tag{2.33}$$

оскільки $h<<L$, то $\rho_{\text{Зм}} \approx 0$.

Відзначимо, що при $\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi = 180^\circ$, $\rho_{\text{Зм}}=0$, при $\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi = 0$, амплітуда $\rho_{\text{Зм}}$ максимальна.

Змішана функція кореляції іноді залежить від L і χ.

$$\rho(L) = h^2, \rho_{\text{ФН}}(\chi) = \frac{a_0^2}{L} \int_0^L \cos \frac{\Omega}{\nu} x \cdot \cos \frac{\Omega}{\nu} (x - \chi) dx =$$

$$= \frac{a_0^2}{2L} \int_0^L \left[\cos \frac{2\Omega}{\nu} \left(x - \frac{\chi}{2} \right) + \cos\chi \right] dx = \frac{a_0^2}{2L} \int_0^L \left[\cos \frac{2\Omega}{\nu} \left(x - \frac{\chi}{2} \right) + \cos \frac{\Omega}{\nu} \chi \right] dx =$$

$$= \frac{a_0^2}{2L} \cdot \frac{\nu}{2\Omega} \cdot \sin \frac{2\Omega}{\nu} \left(x - \frac{\chi}{2} \right) \Big|_0^L + \frac{a_0^2}{2L} \cos \frac{\Omega}{\nu} \chi \cdot L =$$

$$= \frac{a_0^2}{2L} \cdot \cos \left(\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi \right) + \frac{a_0^2}{2L} \cdot \frac{\nu}{2\Omega} \left[\sin \frac{2\Omega}{\nu} \left(L - \frac{\chi}{2} \right) + \left(\frac{2\Omega}{\nu} \cdot \frac{\chi}{2} \right) \right] \approx$$

$$\approx \frac{a_0^2}{2L} \cdot \cos \left(\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi \right).$$

Таким чином, повна функція кореляції дорівнює:

$$\rho_{\text{ФН}}(\chi) = h^2 + \frac{a_0^2}{2} \cos \left(\frac{\Omega}{\nu} \cdot \chi \right) \tag{2.34}$$

Величина ρФН показує періодичні зміни у горизонтальному польоті з факторною накладкою. Залежність ρФН від χ відображається у формі періодичного графіка, який представлений на Рис. 2.5.

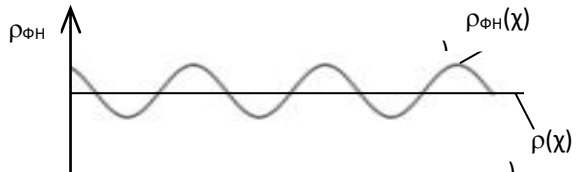


Рис. 2.5. Залежність функції кореляції від величини затримки χ для випадку "чистого" польоту ρ(χ) і з факторною періодичною накладкою $\rho_{ФН}(\chi)$.

З формули 2.33 видно, що на певних етапах польоту можна ігнорувати вплив ФН через те, що висота (h) значно перевищує параметр a0.

З даного прикладу можна зробити такий висновок: при польоті з ФН і виникнення малої періодичної амплітуди коливань траєкторії польоту функція повної кореляції буде сумою функцій кореляцій польоту без ФН і функції кореляції траєкторії тільки з ФН.

$$\rho_{ФН}^{\text{Повна}}(\chi) = \rho(\chi) + \rho_{ФН}^{\text{Чиста}}(\chi)$$

за умови великої довжини траєкторії польоту на глісаді $L>h$, $L>>a_0$, $h>a_0$.

На низьких висотах, коли умова h > a0 не виконується, і висота траєкторії польоту порівнянна з амплітудою коливань ФН, необхідно враховувати функцію кореляції змішаного процесу. Ця функція описує траєкторію руху під час ідеального польоту і враховує появу ФН.

2.3. Аналіз типових глісад посадки для сучасної авіації

У реальних ситуаціях, коли повітряне судно відхиляється від глісади посадки, намагається повернутися до неї (див. Рис. 2.6). На відміну від прикладу на Рисунку 2.4, тут всі траєкторії збігаються в кінці злітно-посадочної смуги. Зазвичай правильну траєкторію для посадки визначають за допомогою радіотехнічних систем ближньої навігації. У випадку невчасного входу на глісаду, пілоти намагаються повернутися на задану траєкторію посадки. Ми розглядаємо один із можливих сценаріїв.

Нормальна посадка $Z(x) = h - \frac{h}{L} \cdot x = h\frac{L-x}{L} \quad 0 < x << L$

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

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

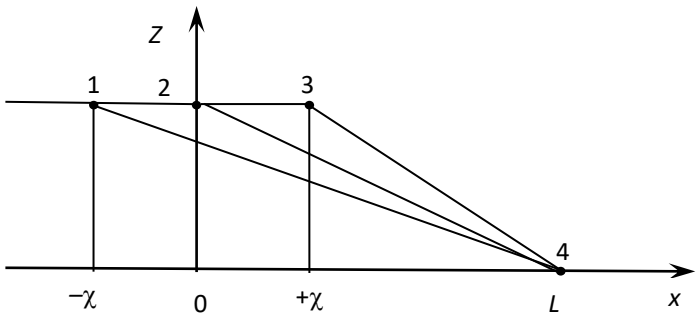


Рис. 2.6. Траєкторія нормальної глісади – 2, запізнювання – 3 і, відповідно, глісади випередження – 1.

$$\rho(\chi)=\frac{1}{L}\int_0^L h\frac{L-x}{L}\cdot h\frac{L-x}{L+x}\,dx=$$

$$=\frac{h^2}{L^2(L+\chi)}\int_0^L (L-x)^2\,dx=\frac{h^2}{L^2(L+\chi)}\int_0^L \left(L^2-2Lx+x^2\right)dx=$$

$$=\frac{h^2}{L^2(L+\chi)}\left[L^3-L^3+\frac{1}{3}L^3\right]=\frac{h^2\cdot L}{3(L+\chi)}.$$

$$0<x<<L.$$

Отримавши формулу нормальної посадки:

$$\rho(\chi)=\frac{h^2\cdot L}{3(L+\chi)},$$

Розлянемо формули на затримку входу в глісаду:

$$\rho(+\chi)=\frac{1}{L}\int_0^l h\frac{L-x}{L}\cdot Z_{\text{Задержка}}(x)dx=$$

$$\frac{1}{L}\int_0^{\chi} h\frac{L-x}{L}\cdot 0dx+\frac{1}{L}\int_{\chi}^{L} h\frac{L-x}{L}\cdot h\frac{L-x}{L-\chi}\int_{\chi}^{L}(L-x)^2dx=$$

$$=\frac{h^2}{L^2(L-\chi)}\int_{\chi}^{L}\left(L^2-2Lx+x^2\right)dx=$$

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

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

$$=\frac{h^2}{L^2}\left[-L\chi+\frac{1}{3}L^2+\frac{1}{3}L\chi+\frac{1}{3}\chi^2\right]=$$

$$=\frac{h^2}{L^2}\left[\frac{1}{3}L^2+\frac{2}{3}L\chi+\frac{1}{3}\chi^2\right]=$$

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

$$L^3-\chi^3=\left(L^2+L\chi+\chi^2\right)(L-\chi).$$

Формула демонструє, що коли затримка χ початку посадки збільшується, функція кореляції падає.

Наприклад, коли затримка вхідного сигналу χ становить 0.1 L, ймовірність аварії також приблизно зменшується на 10%, що не є бажаним результатом.
Зараз давайте порівняємо формули входу в глісаду із затримкою та випередженням.

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

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

Визначимо відношення $\frac{\rho(+\chi)}{\rho(-\chi)}.$

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

З цієї формули отримаємо наступне:

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

Отже, після проведеного аналізу можна зробити висновок, що затримка входу літака в глісаду є більш небезпечною для якості виконання процедури посадки, ніж випередження. Функція кореляції запізнювання на випередження падає швидше.

З даного контексту можна вивести, що керування траєкторією літака на глісаді можливе, використовуючи вищезазначені формули для функції кореляції без факторних накладок і на глісаді з періодичними факторними накладками. Функція кореляції глісади дозволяє встановлювати стаціонарні випадкові характеристики траєкторії польоту та виявляти наявність ЗАППС.

Отримані результати вимагають впровадження в практику авіаційних польотів для підвищення якості управління траєкторією руху літака.

2.4. Метод оцінки точності входу в глісаду по кореляційній функції

Відхилення траєкторії польоту від планованого курсу можна оцінити за допомогою кореляційної функції, яка порівнює задану траєкторію з реальною. Квадрат інтегральної різниці між плановану та фактичною траєкторіями польоту на певній ділянці дорівнює

$$\Delta=\int_{x_1}^{x_2}[Z_3(x)-Z_p\,(x)\,]^2\;dx, \qquad (2.35)$$

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 являється висотою траєкторії польоту в декартовій системі координат.

x_1, x_2 – початкова і кінцева точки відліку траєкторій польоту по горизонталі. Вичислимо вираження (2.35)

$$\Delta=\int_{x1}^{x2}Z_3^2(x)dx-2\int_{x1}^{x2}Z_3(x)Z_p\,(x)dx+\int_{x_1}^{x_2}Z_p^2\,(x)dx. \qquad (2.36)$$

Позначимо складові рівняння (2.36)

$$\int_{x1}^{x2}Z_3^2(x)dx=L\rho_3;$$

$$\int_{x1}^{x2}Z_3(x)Z_p(x)dx=L\rho_{3\text{p}};$$

$$\int_{x_1}^{x_2} Z_p^2\,(x)\,dx = L\rho_{\text{р}},$$

де $L = x_2 - x_1$, функції $\rho_{\text{з}}$, $\rho_{\text{зр}}$, $\rho_{\text{р}}$ – відповідно до функції автокореляції запланованого польоту ($\rho_{\text{з}}$), функція кореляції між запланованою траєкторією і реальною траєкторією ($\rho_{\text{зр}}$) і ρ_p – функція автокореляції реальної траєкторії польоту. Вираження (2.35) буде мати наступний вигляд:

$$\Delta = L\rho_{\text{з}} - 2L\rho_{\text{зр}} + L\rho_{\text{р}} \qquad (2.37)$$

Функції автокореляції $\rho_{\text{з}}$ і $\rho_{\text{р}}$ практично еквівалентні одна одній. Розглянемо ситуацію, коли

$$\rho_{\text{з}} \approx \rho_{\text{р}} \approx \rho_{\text{А}}, \qquad (2.38)$$

а ρ_A – функція автокореляції запланованого і реалізованого процесу. Тобто, коли функція кореляції, запланованої і реалізованої траєкторії польоту, відрізняються незначно.

Запишемо формулу (2.37) враховуючі (2.38)

$$\Delta = 2L(\rho_{\text{А}} - \rho_{\text{зр}}) \qquad (2.39)$$

$$\rho_{\text{зр}} = \rho_{\text{А}} - \frac{\Delta}{2L}$$

З вираження 2.39 видно, що якщо траєкторії співпадають $\Delta = 0$, то $\rho_{\text{зр}} = \rho_{\text{А}}$.

Значення інтегральної погрішності на одиницю довжини $\frac{\Delta}{L}$ визначається різницею між функцією автокореляції $\rho_{\text{А}}$ та кореляцією $\rho_{\text{зр}}$. Давайте обчислимо ці три функції для різних типів траєкторій.

Розглядатимемо окремий випадок запізнювання траєкторії посадки

$$\text{Z}_{\text{р}} = h - \frac{h}{L}(x - \chi), \qquad (2.40)$$

де χ – величина запізнювання.

Тоді функції кореляції і автокореляції рівні

$$\rho_{\text{з}} = \frac{1}{L}\int_0^L \left(h - \frac{h}{L}x\right)^2 dx = \frac{h^2}{3} \qquad (2.41.1)$$

$$\rho_{\text{рз}} = \frac{1}{L}\int_L^0 \int_0^L \left[\left(h - \frac{h}{L}x\right)\left(h - \frac{h}{L}(x - \chi)\right)\right] dx = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2}{2L}\chi \qquad (2.41.2)$$

$$\rho_k = \frac{1}{L}\int_L^0 \left[h - \frac{h}{L}(x - \chi)\right]^2 dx = \frac{h^2}{3} + \frac{h^2}{L}\chi + \frac{h^2}{L^2}\chi^2. \qquad (2.41.3)$$

Надалі позначатимемо $\rho(-\chi)$.

Підставляємо значення (2.41.1, 2.41.2, 2.41.3) у формулу (2.37) і знаходимо інтегральну різницю між двома траєкторіями

$$\Delta = L\frac{h^2}{3} - 2L\frac{h^2}{3} - h^2\chi + \frac{h^2 L}{3} + \frac{h^2}{L}\chi^2 + h^2\chi^2 = \frac{h^2}{L}\chi^2. \qquad (2.42)$$

При $\chi = 0, \quad \Delta = 0; \quad \chi = L, \ \Delta = h^2 L.$ (2.42.1)

Запишемо (2.42) в такому виді

$$\Delta = h^2 L(\frac{\chi}{L})^2. \qquad (2.43)$$

З формули (2.43) видно, що зі збільшенням χ від 0 до L значення Δ збільшується.

Траєкторія польоту випередження на глісаді дорівнює:

$$Z(x+\chi) = h - \frac{h}{L}(x+\chi) \qquad (2.44)$$

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 інтеграцією тільки в проміжку (0, $L-\chi$).

$$\rho_{зр} = \rho(+\chi) = \frac{1}{L}\int_0^{L-\chi}\left(h - \frac{h}{L}x\right)[h - \frac{h}{L}(x+\chi)]dx = \frac{h^2}{3} - \frac{h^2}{2L}\chi \qquad (2.45)$$

Якщо порівняти вирази (2.41.2) і (2.45)

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

Можна зробити висновок

$$\rho(-\chi) > \rho(\chi) \ *$$

Функція автокореляції траєкторії випередження дорівнює

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

$$= \frac{h^2}{L}\int_0^L \left[1 - \frac{x+\chi}{L}\right]^2 dx = \frac{h^2}{3} - \frac{h^2\chi}{L} + \frac{h^2}{L^2}\chi^2 \qquad (2.45)$$

$\rho(-\chi) - \rho(+\chi) = 0$ за умови $\chi = 2L,$ тобто нереальній умові, коли літак не зробив посадки.

При умові, коли L значно перевищує χ (де L >> χ), значення затримки набагато менше довжини глісади, що є цілком реалістичним. У цьому випадку функція автокореляції траєкторії випередження дорівнює

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{3}h^2 \qquad (2.46)$$

Підставимо в рівняння (2.37) значення $\rho_з, \rho_k(+\chi)$ і $\rho_{зk}(+\chi)$, отримаємо

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

Залежність $\frac{h^2}{L^2}\chi^2$ від χ представлена на Рис. 2.7.

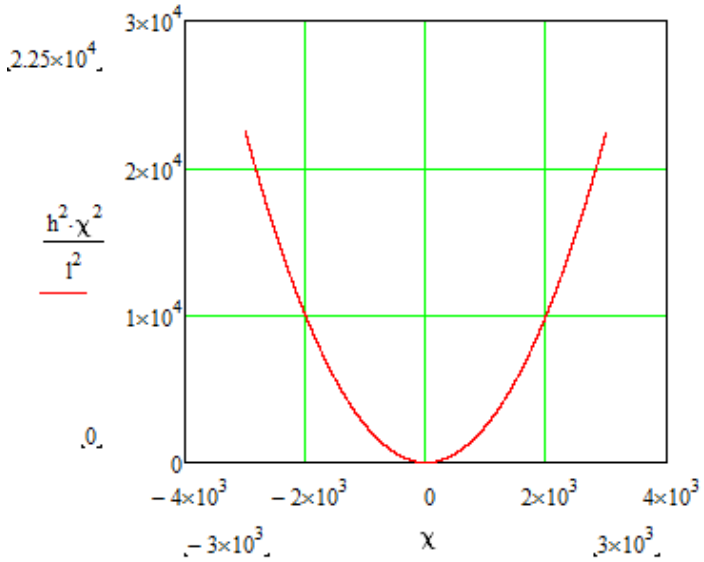


Рис. 2.7. Графік залежності $\frac{h^2}{L^2}\chi^2$ від χ

Траєкторію польоту літака, коли він покидає глісаду (зображено на Рис. 2.8), визначаємо за допомогою наступного виразу

$$Z_3(y) = Z - \frac{Z}{L}x \qquad (2.47)$$

де Z – висота польоту при наближенні до глісади, L – бокове відхилення від вказаної точки глісади (Рис. 2.8).

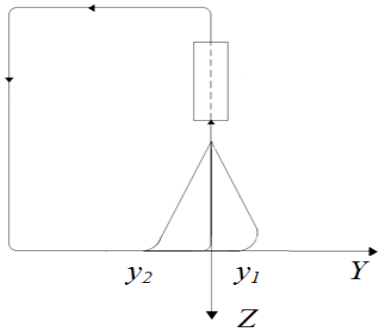


Рис. 2.8. Схема входу в глісаду в горизонтальній площині

Далі розглянемо окремі випадки відхилення від заданого шляху глісади:

$$Z_p = Z - \frac{Z}{L}(y - \chi),$$

де χ – величина відхилення.

Тоді кореляційні і автокореляційні функції дорівнюють:

$$\rho_3 = \frac{1}{L}\int_0^L \left(Z - \frac{Z}{L}y\right)^2 dy = \frac{Z^2}{3} \qquad (2.49)$$

$$\rho_{p3} = \frac{1}{L}\int_L^0 \int_0^L \left[\left(Z - \frac{Z}{L}y\right)\left(Z - \frac{Z}{L}(y - \chi)\right)\right] dy = \frac{Z^2}{3} + \frac{Z^2}{2L}\chi \qquad (2.50)$$

$$\rho_k = \frac{1}{L}\int_L^0 \left[Z - \frac{Z}{L}(y-\chi)\right]^2 dy = \frac{Z^2}{3} + \frac{Z^2}{L}\chi + \frac{Z^2}{L^2}\chi^2 \qquad (2.51)$$

Надалі ми будемо позначать $\rho(-\chi)$.

Підставимо значення (2.49, 2.50, 2.51) в формулу (2.52) і знайдемо інтегральну різницю між двома траєкторіями

$$\Delta = L\frac{Z^2}{3} - 2L\frac{Z^2}{3} - Z^2\chi^2 + \frac{Z^2 L}{3} + \frac{Z^2}{L}\chi^2 + Z^2\chi^2 = \frac{Z^2}{L}\chi^2 \qquad (2.52)$$

при $\chi = 0 \quad \Delta = 0, \ \chi = L \ \Delta = Z^2 L.$

Це записано в наступній формі:

$$\Delta = Z^2 L(\frac{\chi}{L})^2 \qquad (2.53)$$

З формул (2.49, 2.50, 2.51) видно, що при збільшенні χ від 0 до L значення Δ збільшується.

Траєкторія попереднього польоту по глісаді

$$Z(y+\chi) = Z - \frac{Z}{L}(y+\chi) \qquad (2.54)$$

Розділивши інтервал (0, L) на дві частини, а саме (0, L–χ) і (0, L+χ), можна визначити, що функція випередження дорівнює нулю в області (L–χ, L) при Z(y+χ)=0. Отже, функція кореляції випередження обчислюється шляхом інтегрування лише на інтервалі (0, L–χ), який також дорівнює нулю.

$$\rho_{зр} = \rho(+\chi) = \frac{1}{L}\int_0^{L-\chi}\left(-\frac{Z}{L}y\right)[Z - \frac{Z}{L}(x+\chi)]dy = \frac{Z^2}{3} - \frac{Z^2}{2L}\chi \qquad (2.55)$$

Якщо порівняти вирази 2.50 та 2.55

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

То вийде наступне:

$$\rho(-\chi) > \rho(\chi) \ *$$

Автокореляційна функція вдосконаленого шляху:

$$\rho_k(+\chi) = \frac{1}{L}\int_0^L \left[Z - \frac{Z}{L}(x+\chi)\right]^2 dy = \frac{Z^2}{L}\int_0^L \left[1 - \frac{y+\chi}{L}\right]^2 dy = \frac{Z^2}{3} - \frac{Z^2\chi}{L} + \frac{Z^2}{L^{23}}\chi^2$$

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

(2.56)

$\rho(-\chi)-\rho(+\chi)=0$ за умови $\chi=2L$ (нереальна умова).

За умови $L\gg\chi$, функція автокореляції вдосконаленого шляху наступна:

$$\rho_k(+\chi)=\frac{1}{3}Z^2 \qquad (2.57)$$

Підставивши значення $\rho_3,\rho_k(+\chi)$ і $\rho_{3k}(+\chi)$ у вираження (2.57), ми отримуємо (Рис. 2.7).

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

Залежність $\frac{Z^2}{L^2}\chi^2$ від χ представлена на Рис. 2.9.

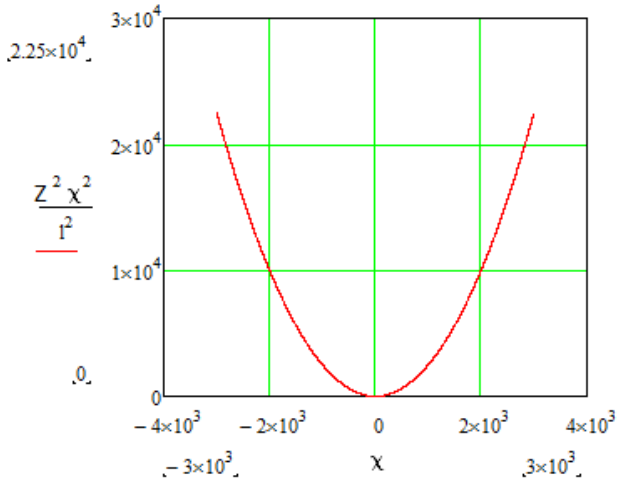


Рис. 2.9. Графік залежності $\frac{Z^2}{L^2}\chi^2$ від χ (χ від –300 м до 300 м)

У випадку відхилення від вхідної лінії до глісади, імовірність недосягнення порогового рівня ЗПС зростає, що призводить до збільшення можливостей авіаційних подій.

При розгляді польоту літака по заданій траєкторії на постійній висоті, яка визначається як Z=const, координата у є боковим відхиленням. На фіксованій ділянці траєкторії довжиною L, де x1 вказує на початкову точку відліку, і x2 - на кінцеву точку відліку, відбуваються наступні події:

$$L=x_2-x_1.$$

Квадрат інтегральної різниці траєкторії польоту наміченої і реальної на певній ділянці дорівнює:

$$\Delta = \int_{x_1}^{x_2} \left[y_3(x) - y_p(x) \right]^2 dx,$$

де $y_3(x)$ запланована траєкторія польоту; $y_p(x)$ – реалізована траєкторія польоту.

Співвідношення квадрата інтегральної різниці траєкторії (позначеної як Δ) до довжини L при величині запізнювання χ визначається наступним виразом:

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

Так само, можна отримати вираження, якщо під час польоту літаку в область входу в глісаду змінюється висота польоту z = var:

$$\Delta = \int_{y_1}^{y_2} \left[z_3(y) - z_p(y) \right]^2 dy,$$

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

Тоді для тривимірного простору при боковому відхиленні y і вертикальному відхиленні z відношення квадрата інтегральної різниці Δ до довжини траєкторії запишеться у виді:

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

Ця функція Δ/L для заданих конкретних значень L і χ матиме форму параболічного обертання, яке можна побачити на Рисунках 2.10 і 2.11.

$L := 12000$ $\chi := 600$

$y := -300..300 =$

-300
-299
-298
-297
-296
-295
-294
-293
-292
-291
-290
-289
-288
-287
-286
...

$z := -46..46 =$

-46
-45
-44
-43
-42
-41
-40
-39
-38
-37
-36
-35
-34
-33
-32
...

$y^2 =$

	0
0	$9 \cdot 10^4$
1	$8.94 \cdot 10^4$
2	$8.88 \cdot 10^4$
3	$8.821 \cdot 10^4$
4	$8.762 \cdot 10^4$
5	$8.703 \cdot 10^4$
6	$8.644 \cdot 10^4$
7	$8.585 \cdot 10^4$
8	$8.526 \cdot 10^4$
9	$8.468 \cdot 10^4$
10	$8.41 \cdot 10^4$
11	$8.352 \cdot 10^4$
12	$8.294 \cdot 10^4$
13	$8.237 \cdot 10^4$
14	$8.18 \cdot 10^4$
15	...

$z^2 =$

	0
0	$2.116 \cdot 10^3$
1	$2.025 \cdot 10^3$
2	$1.936 \cdot 10^3$
3	$1.849 \cdot 10^3$
4	$1.764 \cdot 10^3$
5	$1.681 \cdot 10^3$
6	$1.6 \cdot 10^3$
7	$1.521 \cdot 10^3$
8	$1.444 \cdot 10^3$
9	$1.369 \cdot 10^3$
10	$1.296 \cdot 10^3$
11	$1.225 \cdot 10^3$
12	$1.156 \cdot 10^3$
13	$1.089 \cdot 10^3$
14	$1.024 \cdot 10^3$
15	...

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

	0
0	$6.348 \cdot 10^4$
1	$6.075 \cdot 10^4$
2	$5.808 \cdot 10^4$
3	$5.547 \cdot 10^4$
4	$5.292 \cdot 10^4$
5	$5.043 \cdot 10^4$
6	$4.8 \cdot 10^4$
7	$4.563 \cdot 10^4$
8	$4.332 \cdot 10^4$
9	$4.107 \cdot 10^4$
10	$3.888 \cdot 10^4$
11	$3.675 \cdot 10^4$
12	$3.468 \cdot 10^4$
13	$3.267 \cdot 10^4$
14	$3.072 \cdot 10^4$
15	...

$\frac{\Delta}{L} =$

	0
0	5.29
1	5.063
2	4.84
3	4.623
4	4.41
5	4.203
6	4
7	3.803
8	3.61
9	3.423
10	3.24
11	3.063
12	2.89
13	2.723
14	2.56
15	...

Рис. 2.10. Лістинг розрахунку $\Delta/L = f(y, z)$, де $L = 1200$, $\chi = 600$, $z = -46 \ldots 46$

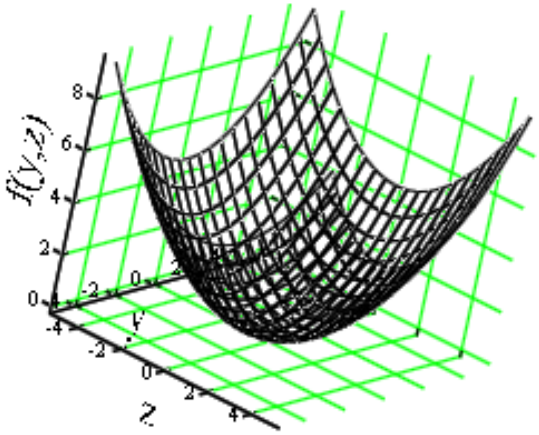


Рис. 2.11. Графік залежності $f(y, z)$

При χ більше 1440 маємо наступну картину (Рис. 2.12-2.13).

Рис. 2.12. Лістинг розрахунку $\Delta/L = f(y, z)$, де $\chi = 1450$ м, $y = -300...300$, $z = -50...50$

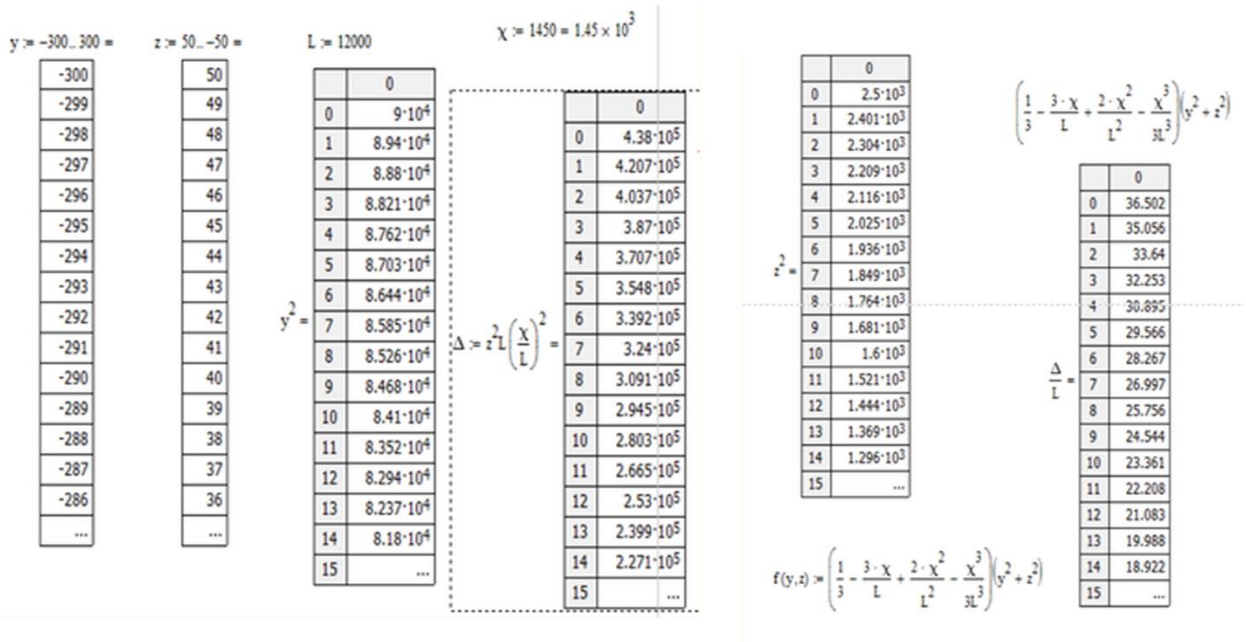


Рис. 2.12. Лістинг розрахунку $\Delta/L = f(y, z)$, де $\chi = 1450$ м, $y = -300...300$, $z = -50...50$

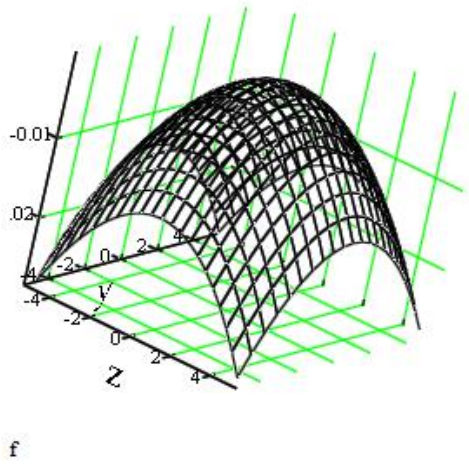


Рис. 2.13. Графік залежності $f(y, z)$, де $\chi = 1450$ м

Отже, розроблена формула для визначення припустимих меж входу літака в глісаду в тривимірному просторі з врахуванням бокового відхилення y і вертикального відхилення z, представляє собою методику побудови графіка функції f(y, z). Ця методика також включає геометричне пояснення ймовірності відхилення від заданої точки при вході в глісаду.

Функціональна залежність $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ є числовим параметром функції параболоїда $\frac{\Delta}{L} = \left(\frac{1}{3} - \frac{3\chi}{L} + \frac{2\chi^2}{L^2} - \frac{\chi^3}{3L^3}\right)\left(y^2 + z^2\right)$. У параболоїді залежно 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 знаходять положення параболоїда $\frac{\Delta}{L} = f(y, z)$ таким чином, що він має точку мінімуму. Зі збільшенням відхилення χ по відношенню до довжини L зменшуються і геометричні розміри параболоїда. Він набирає вигляду точки при значеннях $\frac{\chi}{L} \approx 0.123,\ \frac{\chi}{L} \approx 2,31,\ \frac{\chi}{L} \approx 3.62.$

При негативних числових параметрах функції $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ на інтервалах $\frac{\chi}{L} \in (0.123; 2.31) \cup (3.62; +\infty)$ параболоїд перевертається на 180° і має точку максимуму. У реальних умовах відношення $\frac{\chi}{L}$ представляє малу величину, яка прагне до нуля. Через це практичний інтерес можуть представляти значення, що знаходяться в околиці нуля. Теоретично відношення $\frac{\chi}{L}$ – це значення одиниць за абсолютною величиною.

Подивимось на функцію $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$ відношення χ від точки входу в глісаду до пройденого шляху L:

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

Розберемо особливості даної функції (Рис.2.14)

$\chi_i := -300 + 300 + i$

$L_i := 900 + i + 1500 + i$

for $\frac{\chi}{L} \in (0.123 .. 2.31) + (3.62 .. \infty)$

break

$O_i := \frac{\chi_i}{L_i}$

$O_i =$

0
$4.163 \cdot 10^{-4}$
$8.319 \cdot 10^{-4}$
$1.247 \cdot 10^{-3}$
$1.661 \cdot 10^{-3}$
$2.075 \cdot 10^{-3}$
$2.488 \cdot 10^{-3}$
$2.9 \cdot 10^{-3}$
$3.311 \cdot 10^{-3}$
$3.722 \cdot 10^{-3}$
$4.132 \cdot 10^{-3}$
$4.542 \cdot 10^{-3}$
$4.95 \cdot 10^{-3}$
$5.359 \cdot 10^{-3}$
$5.766 \cdot 10^{-3}$

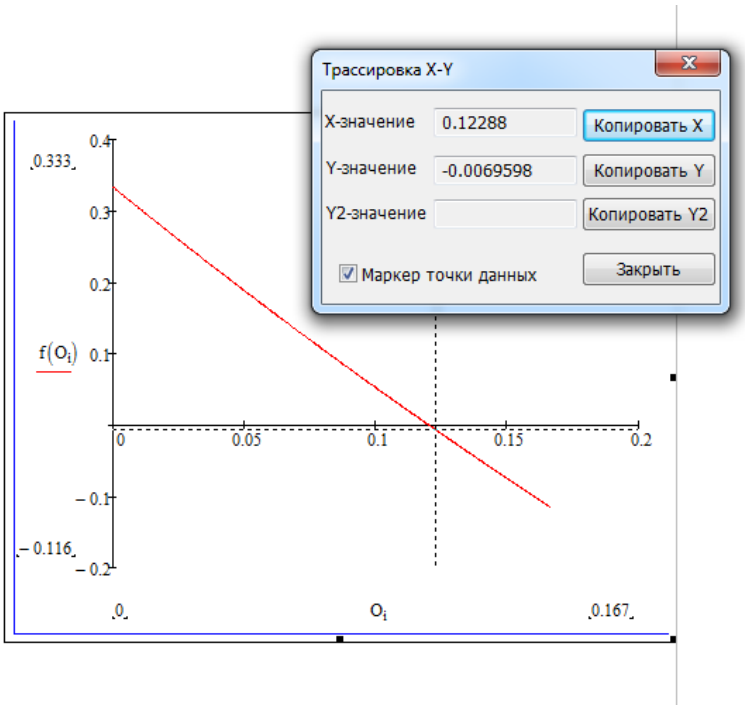
$\chi =$

0	0
1	1
2	2
3	3
4	4
5	5
6	6
7	7
8	8
9	9
10	10
11	11
12	12
13	13
14	14
15	...

$L =$

0	$2.4 \cdot 10^3$
1	$2.402 \cdot 10^3$
2	$2.404 \cdot 10^3$
3	$2.406 \cdot 10^3$
4	$2.408 \cdot 10^3$
5	$2.41 \cdot 10^3$
6	$2.412 \cdot 10^3$
7	$2.414 \cdot 10^3$
8	$2.416 \cdot 10^3$
9	$2.418 \cdot 10^3$
10	$2.42 \cdot 10^3$
11	$2.422 \cdot 10^3$
12	$2.424 \cdot 10^3$
13	$2.426 \cdot 10^3$
14	$2.428 \cdot 10^3$
15	...

Рис. 2.14. Лістинг фрагмента реалізації функції $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$



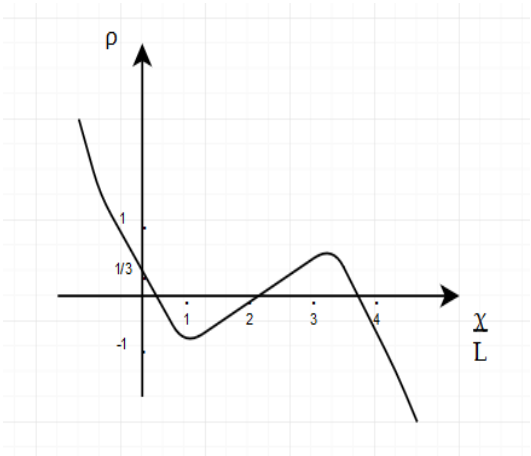


Рис. 2.15. Графік реалізації функції $\rho = f\left(\frac{\chi}{L}\right)$

Отже, функція має точку екстремуму: точка мінімуму з координатами (1; -1) та точка максимуму з координатами (3; 1/3). Також вона має точки перетину з осями: на ординаті точка (0; 1/3), а на абсцисі - точки (0.123; 0), (2.31; 0), (2.62; 0).

Можна зробити висновок, що, з Рис. 2.11 і 2.13 випливає, що фігура яка об'єднує являє собою еліпсоїд.

2.5. Метод визначення меж входу в глісаду у вигляді еліпсоїда

Вираз, що представляє відношення квадрата інтегральної різниці траєкторії польоту літака Δ до її довжини L при розгляді в різних просторових площинах, визначається за допомогою автокореляційних функцій

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

За допомогою наведених вище формул для тривимірного простору ми отримаємо функцію:

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

Ця функція представляє поверхню другого порядку, яка є трьохосьовим еліпсоїдом. Давайте переведемо її до канонічного виду і знайдемо значення півосей a, b, c цього еліпсоїда.

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

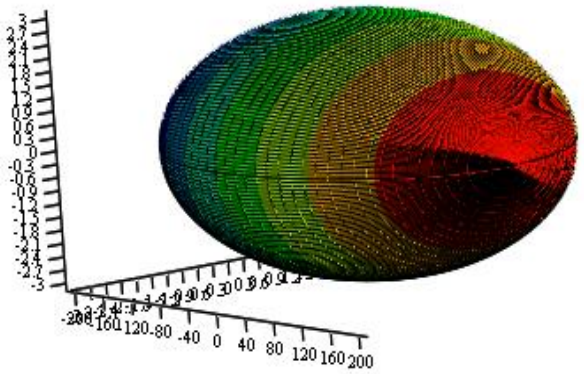
де кожна з півосей визначається вираженням:

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

Таким чином, отриману функцію трьохосьового еліпсоїда можна записати:

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

Характерною особливістю трьохосьового еліпсоїда є утворення еліпсів при перетині його поверхні площинами, які паралельні кожній з трьох координатних площин (Рис. 2.16).



(x,y,z)

Рис. 2.16. Графік залежності *f* (*x*, *y*, *z*)

У випадку, якщо якісь з півосей будуть однаковими, наприклад, a = c, коли $\chi_2 = \chi_3$, то трьохосьовий еліпсоїд перетворюється на еліпсоїд обертання, як показано на Рисунку 2.16.

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

Цей еліпсоїд обертання утворюється, коли еліпс, на відміну від трьохосьового еліпсоїда, обертається навколо однієї з осей системи координат. Наприклад, еліпса $\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$ шляхом обертання навколо осі абсцис.

Якщо $\chi_1=\chi_2=\chi_3$, то півосі трьохосьового еліпса будуть дорівнювати: $a=в=c$. А, це означає, що він перетвориться в сферу (Рис. 2.17):

$$x^2+y^2+z^2=R^2,$$

де R – радіус сфери, $R^2=a^2=в^2=c^2$.

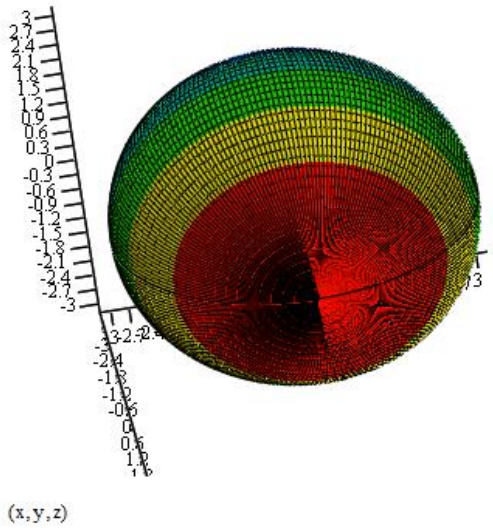


Рис. 2.17. Графік залежності $f(x, y, z)$, якщо $\chi_1=\chi_2=\chi_3$

Відхилення літака від заданої точки входу в глісаду в тривимірному просторі в загальному випадку описується трьохосьовим еліпсоїдом, а в окремих випадках еліпсоїдом обертання і сферою (Рис. 2.18).

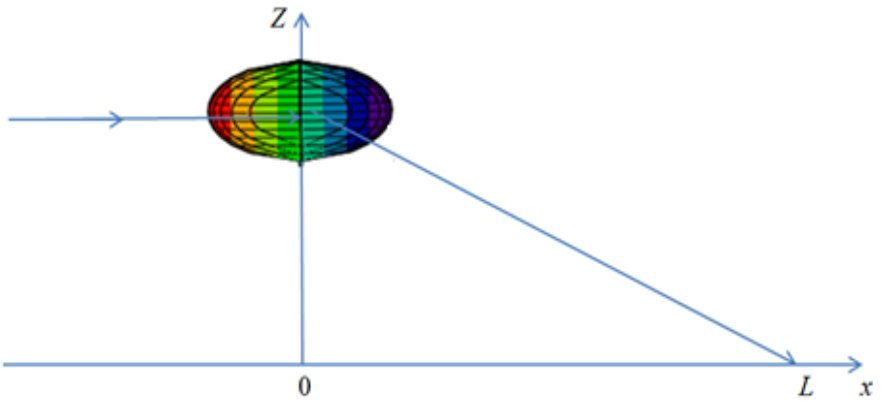


Рис. 2.18. Графік залежності f (x, y, z), де параметы змінюються в межах χ – величина зрушення траєкторії по координатах, x=y=-300+300м, z = - 46+46 м.

2.6. Пропозиції по розробці методу аналізу кореляційних полів

Під час виконання складних польотних завдань, оперативна інформація щодо ефективності автоматичних систем управління літаком є важливою для пілота. На легких літаках, де пілот самостійно відповідає за управління, якість пілотування повністю залежить від навичок і рішень пілота. У випадку повітряних судів, обладнаних автоматичними системами управління, важливо, щоб зміни, внесені пілотом, були добре координовані та не суперечили автоматичним функціям, щоб забезпечити безпеку та ефективність польоту.

Але іноді система може давати збої, що призводить до дезінформації пілота. Ці збої можуть бути обумовлені кількома причинами. По-перше, перекручена інформація, яка надходить від окремих датчиків, може призвести до недостовірної інформації, яку отримує система. По-друге, збої, які виникають в електронних компонентах системи, часто пов'язані з PN-переходами (де "n" означає "негативний" або "електронний", а "p" означає "позитивний" або "дірковий"), що є областями на перетині двох напівпровідників різних типів - n-типу і p-типу, де відбувається перехід від одного типу провідності до іншого.

При виникненні складних збоїв у бортовому обладнанні, особливо при наявності як польотних, так і непольотних ділянок траєкторії, розумно проводити оцінку якості пілотування за допомогою кореляційних полів параметрів польоту.

При аналізі цих кореляційних полів важливо враховувати різні види кореляційних зв'язків, які можуть мати різні форми, спрямованість та силу.

За формою кореляційний зв'язок може бути різним, будь то прямолінійний або криволінійний. Прямолінійними можуть бути, наприклад, зв'язок між кількістю тренувань на тренажері і кількістю правильно вирішуваних завдань в контрольній сесії. Криволінійною може бути, наприклад, зв'язок між рівнем мотивації і ефективністю виконання завдання. При підвищенні мотивації ефективність виконання завдання

спочатку зростає, потім досягається оптимальний рівень мотивації, якому відповідає максимальна ефективність виконання завдання. Подальше підвищення мотивації супроводжує вже зниження ефективності.

Кореляційний зв'язок може бути визначений за його напрямком, який буває позитивним ("прямим") та негативним ("зворотним"). У випадку позитивної прямої кореляції, зазвичай вищим значенням однієї ознаки відповідають вищі значення іншої ознаки, тоді як для нижніх значень однієї ознаки характерні нижчі значення іншої ознаки. В протилежному випадку, при негативній кореляції, зв'язок обернений: вищі значення однієї ознаки відповідають нижчим значенням іншої, і навпаки. Коефіцієнт кореляції має позитивний знак для позитивної кореляції та негативний знак для негативної кореляції.

Ступінь, сила або тіснота кореляційного зв'язку визначається за величиною коефіцієнта кореляції. Сила зв'язку не залежить від її спрямованості і визначається по абсолютному значенню коефіцієнта кореляції.

Збій: короткочасна втрата технічним облаштуванням працездатності, *це особливий вид відмови,* характерний для складних радіоелектронних пристроїв, таких як обчислювальні машини, облаштування автоматичного регулювання і тому подібне. Головними причинами збоїв являються:

- неякісна пайка;
- контакти, що уриваються, в роз'ємах;
- внутрішні дефекти елементів електронних пристроїв;
- дія зовнішніх чинників.

Для уникнення помилок і збоїв в роботі радіоелектронних пристроїв найбільш ефективними методами є вдосконалення процесу виготовлення та монтажу цих приладів, розробка оптимальних конструкцій для пристроїв і блоків з підвищеною стійкістю до впливу джерел перешкод. Також важливими заходами є використання спеціальних схем і методів, таких як резервування, використання коригуючих кодів, оптимізація режимів роботи, а також проведення регулярних профілактичних робіт.

Оскільки в реальних ситуаціях складні збої бортового устаткування можуть призводити до порушення ортогональності різних авіаційних координатних систем (зв'язаної, земної, швидкісної), це призводить до зміни конфігурації кореляційних полів. У таких умовах можна використовувати метод аналізу кореляційних полів для діагностики складних відмов і збоїв.

Воно є графіком, де на осі абсцис відкладаються значення X, по осі ординат – Y,

а точками показуються поєднання X і Y. По розташуванню точок можна судити про наявність зв'язку. **Показники тісноти зв'язку** дають можливість охарактеризувати залежність варіації результативної ознаки від варіації ознаки-фактору.

При аналізі контурів кореляційних полів, особливо перспективним є вивчення взаємозв'язку між кутом атаки та кутом крену. У цьому контексті досліджується взаємозв'язок між параметрами α (кут атаки) і γ (кут крену), і на основі цього визначається наявність або відсутність збоїв.

Кут атаки α – кут між проекцією швидкості літального апарату на площині X, Y, Z і подовжньою віссю зв'язаної системи координат літального апарату. Кут вважається позитивним, якщо проекція швидкості літального апарату на нормальну вісь негативна.

Кут крену γ – кут між поперечною віссю і віссю зміщеною в положення, що відповідає нульовому куту рискання літака. Кут γ позитивний, коли змішана вісь поєднується з поперечною віссю поворотом за годинниковою стрілкою, якщо дивитися у напрямі поздовжньої осі.

Застосування методу контурних кореляційних полів для діагностики складних ситуацій у польоті вже науково та експериментально обгрунтовано. Дослідження показали, що при виникненні збоїв у бортовій авіоніці та системі управління польотом конфігурація контурного поля, яка визначає кореляційний зв'язок між параметрами техніки пілотування, змінюється зі стохастичної на функціональну.

Форми прояву взаємозв'язків дуже різноманітні, в якості найзагальнішого їх вигляду виділяють функціональний і кореляційний зв'язки.

Кореляцію вивчають на основі експериментальних даних, які представляють собою виміряні значення (x_i, y_i) двох ознак. Якщо кількість експериментальних даних невелика, то двовимірний емпіричний розподіл може бути представлений у вигляді подвійного ряду значень x_i, y_i. У цьому випадку кореляційна залежність між ознаками може бути описана різними способами. Відповідність між аргументом і функцією може бути представлена у вигляді таблиці, формули, графіку і так далі.

Дана модель двовимірного кореляційного поля надає наглядне графічне уявлення про коефіцієнт кореляції, оскільки нормальний розподіл в цій сукупності залежить від п'яти ймовірнісних параметрів: г (x), г (y) - середні значення (математичні очікування) випадкових величин yx, yy - стандартні відхилення випадкових величин X і Y і ρ - коефіцієнт кореляції, який визначає міру зв'язку між цими випадковими величинами.

Якщо $p = 1$ або $p = -1$, то між випадковими величинами X і Y існує лінійна функціональна залежність ($Y = c + d\,X$). В цьому випадку говорять про повну кореляцію. При $p = 1$ значення x_i, y_i визначають точки, що лежать на прямій лінії, яка

має позитивний нахил (зі збільшенням x_i значення y_i також збільшується), при $p = -1$ пряма має негативний нахил. У проміжних випадках ($-1 < p < 1$) точки, що відповідають значенням x_i, y_i, потрапляють в область, обмежену деяким еліпсом, причому при $p > 0$ має місце позитивна кореляція (зі збільшенням x_i значення y_i мають тенденцію до зростання), при $p < 0$ кореляція негативна. Чим ближче p, тим тісніше еліпс і тим тісніше експериментальні значення групуються біля прямої лінії. Тут же слід звернути увагу на те, що лінія, уздовж якої групуються точки, може бути не лише прямою, а мати будь-яку іншу форму: парабола, гіпербола і т. д. У цих випадках ми розглядали б так звану нелінійну (чи криволінійну) кореляцію.

Отже, візуальний аналіз кореляційного поля допомагає виявити не лише наявність статистичної залежності (лінійної або нелінійної) між досліджуваними ознаками, але також оцінити її тісноту та форму. Це має велике значення для наступного кроку аналізу - вибору та обчислення відповідного коефіцієнта кореляції.

Кореляційна залежність між ознаками може бути представлена різними способами. Наприклад, будь-яка форма зв'язку може бути виражена рівнянням загального вигляду Y=f(X), де Y - залежна змінна або функція від незалежної змінної X, яка називається аргументом. Відповідність між аргументом і функцією може бути подана у вигляді таблиці, формули, графіка та інших способів.

При виникненні збоїв, кореляційні поля фактично втрачають зникають, і виникає детермінований функціональний зв'язок між параметрами техніки пілотування.

Застосування методу контурних кореляційних полів для вирішення проблеми розпізнавання складних збоїв авіоніки повітряних суден відкриває можливість створення нових видів засобів аналізу, які дозволяють пілотам розпізнавати складні польотні ситуації і приймати належні рішення з метою забезпечення безпеки польоту.

Отже, запропонований метод оцінки якості пілотування по контурах (контурним фігурам) кореляційних полів параметрів польоту полягає в тому, що шляхом визначення наявності або відсутності площ контурних фігур кореляційних полів параметрів польоту виявляються перші ознаки появи або відсутності збоїв авіоніки в складних умовах польоту.

Спосіб визначення якості пілотування по контурах (контурним фігурам)

кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки і бортового устаткування показує достатню ефективність для створення аналізаторів перших ознак збоїв.

Під час комплексних збоях, які пов'язані з переходом від польотних ділянок траєкторії до непольотних ділянок і назад, спостерігаються ефекти повної трансформації і перетворення площинних контурних фігур в лінійні конфігурації.

Під час, не пов'язаних з переходом в непольотні ділянки траєкторії, спостерігаються ефекти стискування і зменшення площ контурних фігур (контурів) кореляційних полів.

Для виявлення ознак складних збоїв, перехід до аналізу контурів кореляційних полів обмежується використанням 4-6 точок відліку для виявлення факту наявності або відсутності площі контурів. Це критично важливо для аналізу швидкоплинних збоїв, часові цикли яких порівнюються із часом реакції авіаційних операторів.

Розглянуто питання недостатності отримуваної пілотом інформації про якість пілотування при збої устаткування. Проведений аналіз авіаподій і результатів імітаційних експериментів і аналізу перших ознак їх появи. Пропонується спосіб отримання даних для екіпажу шляхом аналізу контурів кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки бортового устаткування.

Проведемо аналіз кореляційних полів авіаційної події в районі аеродрому "Скнилов" – 27.07.2002 р. Хронологія зміни параметрів польоту до зіткнення із землею показана в таблиці 1: V – швидкість; ψ – курс; γ – кут крену; α – кут атаки. При польоті стався збій голосового інформатора: $\alpha_{допуску}=24^{o}$ – спрацьовування голосового інформатора (табл. 2.1).

На Рис. 2.6 показаний вид кореляційного поля параметрів α, γ на ділянці польоту до збою під час виконання фігури вищого пілотажу – "косої петлі з поворотом".

Загальну картину появи комплексного збою голосового інформатора, автомата кутів атаки і перевантаження командир повітряного судна пізніше охарактеризував як "незрозуміла і несподівана поведінка літака". Це доводить крайню необхідність створення аналізаторів перших ознак появи таких збійних, циклічних процесів.

Таблиця 2.1.

Значення параметрів техніки пілотування при авіаподії 27.07.2000 р. з ПС СУ-27УБ у районі аеродрому "Скнилов"

Назва опорної точки траєкторії	**Секунди до зіткнення із землею**	**Параметри**				
	***t*, с**	***H*, м**	***V*, км/час**	***ψ*, гр°**	***γ*, гр°**	***α*, гр°**
Введення в "бочку"	33	178	491	317	-11.1	11.7
Введення в косу петлю	29	220	514	311	-12.1	16.4
При розвороті на 90°	21	655	409	229	-116.8	19.4
Досягнення максимальної висоти (H_{max})	16	845	347	158	-92.5	20.6
При розвороті на 180°	14.5	826	361	130	-92.5	21.6
Початок виконання обертання	9.5	596	384	65	-69.8	12.4
Положення "вгору колесами"	7.36	497	404		-178.9	16.6
Завершення обертання	6	333	428	139	25.6	26.9
		Закритичні кути атаки				
Вихід на максимальні кути атаки ($\alpha_{max} = 31°$)	2.5	137	381	120	-8.5	31
	Закритичні кути атаки – голосовий інформатор не працює					
Момент зіткнення	0	0	340	81	-34.2	9.4

Аналіз параметрів польоту до збою. Висота польоту до збою – від 685 до 450 метрів. Аналіз проводився по дев'яти ділянках польоту (Δt) до збою (табл.2.2). Кореляційного зв'язку між α (кутом атаки) і γ (кутом крену) не виявлено (Рис. 2.19).

Таблиця 2.2.

Параметри польоту до збою – від 685 до 450 метрів

Параметри / Δt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
γ	70.7	66.8	69.5	68.8	112.1	132.95	178.6	264.0	79.8
α	21.2	20.6	18.6	14.5	12.0	14.3	16.4	17.8	21.8

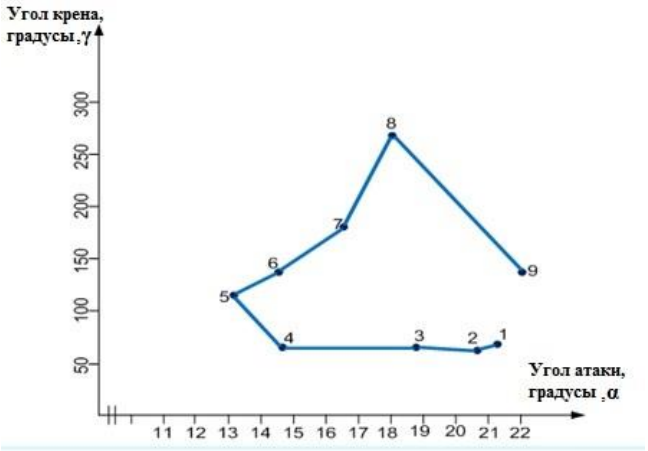


Рис. 2.19. Політ до збою голосового інформатора і автомата індикації кутів атаки і перевантажень

Аналіз параметрів польоту при збої. Висота польоту при збої – від 480 до 108 метрів, αдопуску= 24º (табл. 2.2, Рис. 2.20). Голосовий інформатор при досягненні α = 24º не включився із-за збою.

Таблиця 2.2.

Параметри польоту під час збою – від 480 до 108 метрів

Параметри / Δt	1	2	3	4	5	6	7
γ	74.8	38.55	31.3	19.4	10.0	8.4	4.2
α	21.8	25.60	26.6	26.9	28.1	28.5	30.6

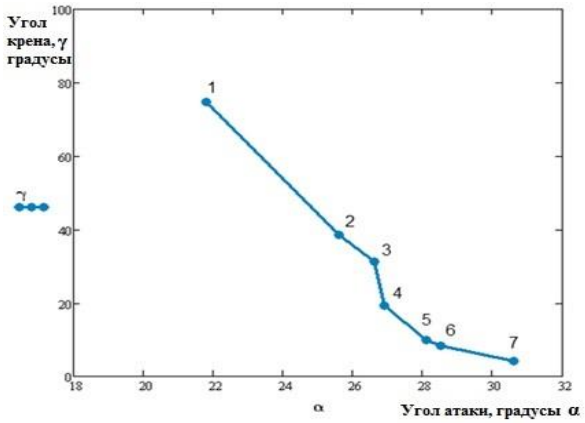


Рис. 2.20. Політ під час збою голосового інформатора і автомата індикації кутів атаки і перевантажень

При збої сталося перетворення контурної фігури, що має площу в координатах α і γ, у квазілінійну конфігурацію (Рис. 2.20). Було встановлено, що на висотах від 450 метрів до 108 метрів під час збійного процесу траєкторія "польоту" нагадувала невідому фігуру "хобот".

Таким чином, можна стверджувати, що сталися певні порушення в процесі виконання польоту, пов'язані з порушенням режимів польоту на цьому етапі. Це пов'язано з порушенням швидкісного режиму із-за збою голосового інформатора.

Аналіз параметрів польоту після збою (табл. 2.4, Рис. 2.21). На висоті 108 метрів голосовий інформатор несподівано (при $\alpha = 31^{o}$) включився і видав команду "Кут атаки граничний", пілот за 1,5-2 секунди змінив кут від 23,1 до -9,4 градусів.

Таблиця 2.4.

Параметри польоту після збою

Параметри \ Δt	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**
γ	30.3	50.2	51.7	52.9	57.5	32.1
α	28.3	28.1	26.6	25.4	22.1	9.4

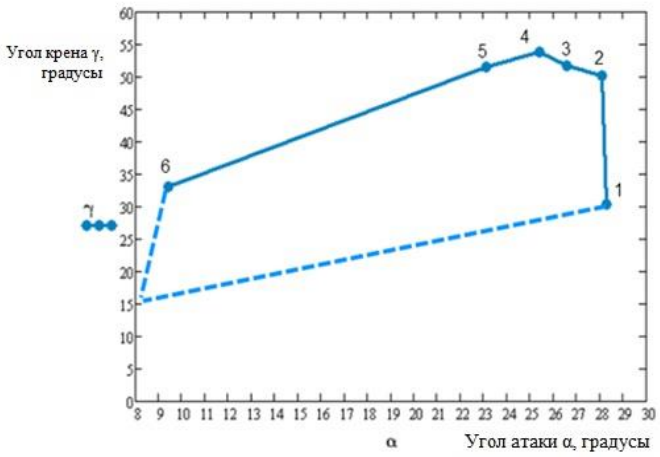


Рис. 2.21. Політ після збою

Аналіз площ контурних кореляційних полів параметрів польоту. Проведена оцінка площ контурних кореляційних полів до збою (S_1), (під час) збою (S_2) і після збою (S_3) класичним методом виміру площ числом, що заповнюють плоску фігуру, одиничних квадратів. Сучасні модифікації цих підходів відомі як методи "сіткової геометрії", що дозволяють виключити процеси інтеграції при пошуку величин площ контурних фігур. Таким чином:

S_1 =5550,025 см^2 – площа кореляційного поля до збою;

S_2 =30,25 см^2 – під час збою;

S_3 =21904 см^2 – після збою.

Визначені показники порівняння: ΔS_1 – до збою; ΔS_2 – під час збою; ΔS_3 – після збою (табл. 2.5):

$\Delta S_1 = S_1/S_3 = 5550.025/21904 = 0{,}25$;

$\Delta S_2 = S_2/S_1 = 30.25/5550.025 = 0{,}005$;

$\Delta S_3 = S_2/S_3 = 30.25/21904$.

Таблиця 2.5.

Показники порівняння площ кореляційних полів

Вид	**До збою**	**Під час збою**	**Після збою**

показника			
S	S_1 = 5550,025 см^2	S_2 = 30,25 см^2	S_3 = 21904 см^2
Показники порівняння	ΔS_1 = 0,25	ΔS_2 = 0,005	ΔS_3 = 0,001

Надалі для дослідження конфігурацій кореляційних полів були організовані експерименти на літаку АН-140 з виключенням двигунів для імітації збоїв.

Послідовно вимикалися перший і другий двигуни АН-140 під час крейсерського польоту на висоті 3,5-4 км, така імітація була потрібна для аналізу збоїв, в яких немає виходу на непольотні ділянки траєкторії, а також, для з'ясування, як відбувається трансформація площ контурів кореляційних полів при збоях такого класу.

Результати дослідження імітації відмов двигунів на літаку АН-140 показані в табл. 2.6-2.12 і на Рис. 2.9-2.12.

Політ до збою, перший двигун працює (табл. 2.6, Рис. 2.22).

Таблиця 2.6.

Параметри польоту до збою першого двигуна

Параметри \ **Δt**	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**
α	11	10	2.5	5	5
γ	2.5	7.5	-2	18	0

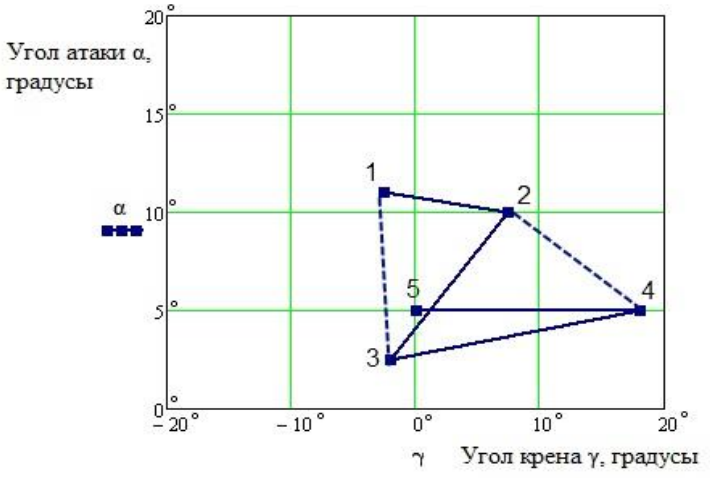


Рис. 2.22. Політ до збою першого двигуна

Під час збою перший двигун не працює (табл. 2.7, Рис. 2.22).

Таблиця 2.7.

Параметри польоту під час збою першого двигуна

Параметри \ Δt	**1**	**2**	**3**	**4**
α	5	2	5	6
γ	0	3	-3	0

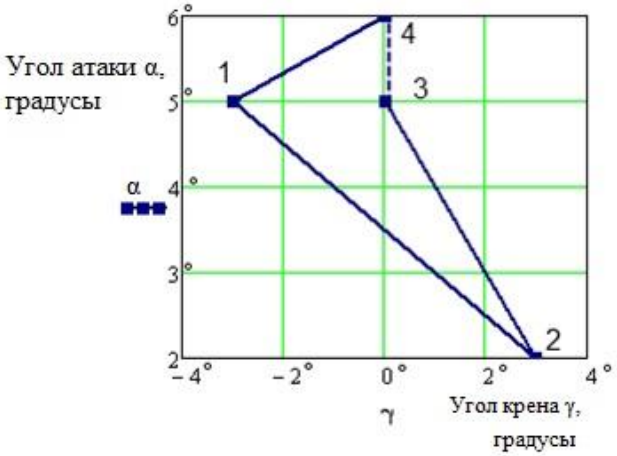


Рис. 2.23. Політ при збої першого двигуна

Після збою перший двигун працює.

До збою другий двигун працює (табл. 2.8, Рис. 2.24).

Таблиця 2.8.

Параметри польоту до збою другого двигуна

Параметри \ Δt	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**
α	6	7	9	5	6
γ	0	3	-3	-1	0

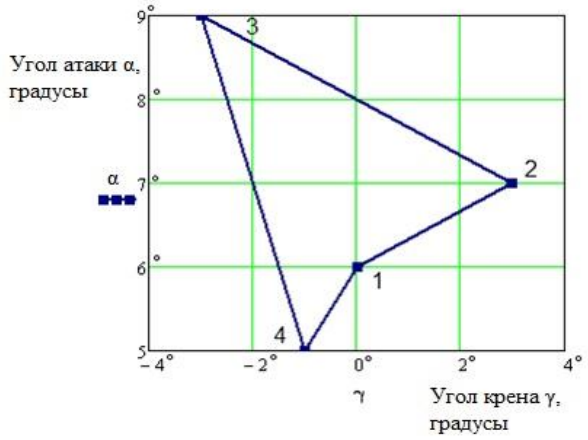


Рис. 2.24. Політ до збою другого двигуна

Другий двигун не працює (табл. 2.9, Рис. 2.25).

Таблиця 2.9.

Параметри польоту при збої другого двигуна

Параметри \ Δt	1	2	3	4	5
α	6	0	3	7.5	6
γ	0	-5	7	-14	-2

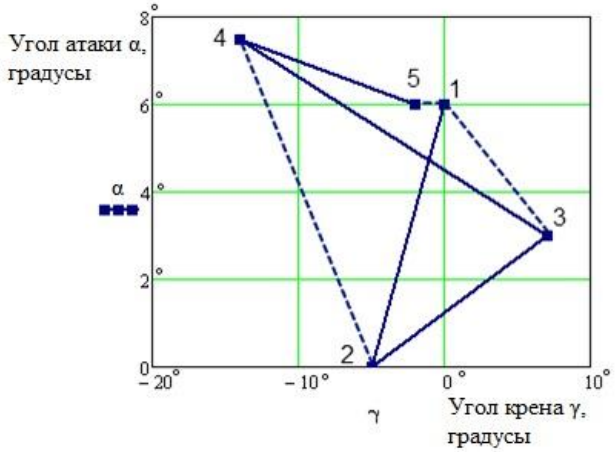


Рис. 2.25. Політ під час збою другого двигуна

Після збою другого двигуна (табл. 2.10, Рис. 2.26).

Таблиця 2.10.

Параметри роботи після збою другого двигуна

Параметри \ Δt	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**
α	6	6	7.5	13	12.5
γ	-2	-18.5	-22.5	-30	30

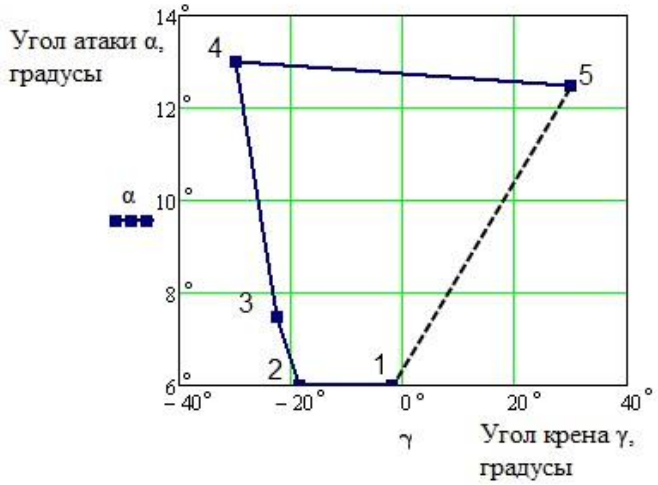


Рис. 2.26. Політ після збою другого двигуна.

Були визначені площі контурів кореляційних полів (табл. 2.11, 2.12):

А. По першому двигуну:

S_1 = 75 см^2

S_2 =30 см^2

S_3 =50 см^2

ΔS_1 = 75/50 = 1,5

ΔS_2 = 30/75 = 0,4

ΔS_3 = при збої/після збою = 30/50 =0,6

Таблиця 2.11.

Показники порівняння площ контурів параметрів техніки пілотування (α і γ)

Вид показника	До збою	При збої	Після збою
S	S_1 = 75 см^2	S_2 = 30 м^2	S_3 = 50 м^2
Показники порівняння	ΔS_1 = 1,5	ΔS_2 = 0,4	ΔS_3 = 0,6

Б. По другому двигуну:

S_1 = 80 см^2

S_2 = 45 см^2

S_3 = 65 см^2

ΔS_1 = 80/65 =1,33

ΔS_2 = 45/80 =0,5625

ΔS_3 = при збої/після збою = 45/65 = 0,6923

Таблиця 2.12.

Показники порівняння площ контурів параметрів техніки пілотування (α і γ)

Вид показника	До збою	При збої	Після збою
S	S_1 = 80 см^2	S_2 = 45 см^2	S_3 = 65 см^2
Показники порівняння	ΔS_1 = 1,33	ΔS_2 = 0,5625	ΔS_3 = 0,6923

Визначення якості пілотування на основі контурів кореляційних полів параметрів польоту при збоях авіоніки та бортового устаткування виявляє значну ефективність у розробці аналізаторів перших ознак збоїв.

У випадку збоїв, які не пов'язані з переходом в непольотні ділянки траєкторії, відзначається ефект стискування та зменшення площ контурних фігур (контурів) кореляційних полів.

Аналіз контурів кореляційних полів при розпізнаванні контурної фігури обмежується для виявлення ознак складних збоїв за допомогою 4-6 точок відліку, коли виявляється факт наявності або відсутності площі контурів. Це особливо важливо для аналізу швидкоплинних збоїв, часові цикли яких порівнянні з часом сенсомоторної реакції авіаційних операторів.