

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____ Віктор СИНЕГЛАЗОВ

«_____» _____ 2024р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

Тема: Системи автоматичного управління бічним рухом літака на етапі посадки

Виконавець: студент групи КП-401Б Щербина Ігор Сергійович

Керівник: к.т.н., доцент Смірнов Олег Ігорович

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К. (підпис)

Київ-2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: бакалавр

Спеціальність: 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Віктор СИНЕГЛАЗОВ

« ____ » _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

Щербини Ігоря Сергійовича

1. **Тема роботи:** «Системи автоматичного управління бічним рухом літака на етапі посадки»
2. **Термін виконання проекту (роботи):** з 29.04.2024р. до 3.06.2024р.
3. **Вихідні дані до роботи:** Орієнтуватися на існуючу систему автоматичного управління типу ВСУП.
4. **Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**
 1. Аналіз етапів посадки.
 2. Аналіз динаміки контурів автоматичного управління на етапі заходу на посадку.
 3. Аналіз способів посадки при бічному вітрі.
 4. Аналіз технік вирівнювання літака на етапі приземлення та обґрунтування принципів побудови контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака;
 5. Розробка алгоритмів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака у бічному каналі.
 6. Обґрунтування

і вибір законів управління на етапі „Доворот”. 7. Синтез контурів автоматичного управління; 8. Дослідження синтезованих алгоритмів управління.

5. Перелік обов’язкового графічного матеріалу:

1. Математичні моделі процесів заходу на посадку для бічного руху; 2. Контур автоматичного управління бічним рухом на етапі заходу на посадку; 3. Методика виконання кінцевого етапу заходу на посадку; 4. Плакат переліку основних способів вирівнювання; 5. Закони управління на етапі «Доворот»; 6. Результати досліджень розроблених алгоритмів.

6. Календарний план-графік

Етапи виконання дипломного проекту (роботи)	Термін виконання роботи	Примітка
Підбір літератури	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
Технічне завдання	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
Вступ	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
1. Аналіз етапів посадки	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
1.2. Категоризація етапів зльоту та посадки	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
1.3. Навігаційні засоби забезпечення посадки. Аналіз систем автоматичного приземлення літаків	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
2. Аналіз динаміки контурів автоматичного управління на етапі заходу на посадку	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
3. Аналіз способів посадки при бічному вітрі	29.04.2024 до 29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
4. Аналіз технік вирівнювання літака на етапі приземлення та обґрунтування принципів побудови контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
5. Розробка алгоритмів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака у бічному каналі	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
5.1 Обґрунтування моменту включення режиму "Доворот"	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.

5.2 Дослідження алгоритмів безпосередньо посадки	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
6.1. Аналіз двох варіантів показує що на етапі заходу на посадку реалізується методика краба	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
7. Синтез контурів автоматичного управління	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
7.2 Розрахунок коефіцієнтів математичної моделі поздовжнього руху	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
8. Дослідження синтезованих контурів	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
8.1 Синтез контурів автоматичного управління за обраним законом управління	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
8.2 Синтез демпфера тангажа	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
8.3 Синтез контуру тангажа із жорстким зворотнім зв'язком	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
8.4 Синтез контуру управління рухом центра мас ЛА	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.
Висновки	29.04.2024 до 03.06.2024 р.	Вик.

7.Дата видачі завдання 29.04.2024

Керівник: _____ Смірнов Олег Ігорович

(підпис)

Завдання прийняв до виконання: _____ Щербина Ігор Сергійович

(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи : «Система автоматичного управління бічним рухом літака на етапі посадки» 71 с., 37 рис., 1 табл., 9 джерел.

«СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БІЧНИМ РУХОМ ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПОСАДКИ»

Посадка літака є одним з найскладніших і найвідповідальніших етапів польоту. Стабільне і точне управління бічним рухом літака під час цього етапу має вирішальне значення для безпеки. У цій роботі розглядається розробка системи автоматичного управління бічним рухом літака на етапі посадки, яка покликана забезпечити стабільність та точність маневрів.

Метою даної роботи є розробка та впровадження системи автоматичного управління бічним рухом літака на етапі посадки. Це передбачає створення алгоритмів і моделей, що забезпечать точне і надійне керування, зниження навантаження на пілотів та підвищення загальної безпеки польотів.

Дослідження сучасних систем автоматичного управління на етапі посадки. Ідентифікація ключових параметрів: Визначення основних параметрів, що впливають на бічний рух літака під час посадки.

Розробка математичної моделі: Створення моделі, що описує динаміку бічного руху літака. Розробка алгоритму управління: Розробка алгоритму для автоматичного коригування бічного руху.

Тестування системи: Перевірка ефективності системи через комп'ютерне моделювання та аналіз результатів.

Розробка системи автоматичного управління бічним рухом літака на етапі посадки має потенціал значно підвищити безпеку та ефективність авіаційних операцій. Впровадження такої системи сприятиме зниженню ризиків, пов'язаних з людським фактором, та покращенню якості управління під час посадки.

ЗМІСТ

ВСТУП	8
РОЗДІЛ 1	10
АВТОМАТИЗАЦІЯ УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ.....	10
1.1. Аналіз етапів посадки.....	10
1.2. Категоризація етапів зльоту та посадки	12
1.3.Навігаційні засоби забезпечення посадки. Аналіз систем автоматичного приземлення літаків	12
РОЗДІЛ 2	14
АНАЛІЗ ДИНАМІКИ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ	14
2.1. Аналіз математичних моделей процесів заходу на посадку	14
2.2. Динаміка контурів автоматичного управління бічним рухом літака при заході на посадку.....	17
РОЗДІЛ 3	20
АНАЛІЗ СПОСОБІВ ПОСАДКИ ПРИ БІЧНОМУ ВІТРІ	20
3.1. Експлуатація в умовах бічного вітру	20
РОЗДІЛ 4	23
АНАЛІЗ ТЕХНІК ВИРІВНЮВАННЯ ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПРИЗЕМЛЕННЯ ТА ОБҐРУНТУВАННЯ ПРИНЦИПІВ ПОБУДОВИ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БЕЗПОСЕРЕДНЬО ПОСАДКОЮ ЛІТАКА.....	23
4.1.Співвідношення кута крену і кута попередження.....	24
4.2. Експлуатаційні рекомендації і техніка пілотування	26
4.3. Чинники, супутні авіаційним подіям і інцидентам на посадці з бічним вітром.....	30
4.4.Принципи побудови контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака.....	31
РОЗДІЛ 5	33
РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БЕЗПОСЕРЕДНЬО ПОСАДКОЮ ЛІТАКА У БІЧНОМУ КАНАЛІ	33
5.1. Обґрунтування моменту включення режиму "Доворот"	33
5.2 Дослідження алгоритмів безпосередньо посадки.....	35
РОЗДІЛ 6	44

ОБҐРУНТУВАННЯ І ВИБІР ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПІ „ДОВОРІТ”	44
6.1. Аналіз двох варіантів показує що на етапі заходу на посадку реалізується методика краба	47
РОЗДІЛ 7	49
СИНТЕЗ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ	49
7.1. Розробка математичної моделі поздовжнього руху літака	49
7.1.1. Відокремлення рівнянь поздовжнього руху від повної системи рівнянь просторового руху. Система рівнянь поздовжнього руху літака	49
7.1.2. Вивід лінеаризованих рівнянь на основі повної системи рівнянь ізольованого поздовжнього руху	50
7.2. Розрахунок коефіцієнтів математичної моделі поздовжнього руху	57
7.2.1. Передаточні функції математичної моделі поздовжнього руху	59
РОЗДІЛ 8	62
ДОСЛІДЖЕННЯ СИНТЕЗОВАНИХ КОНТУРІВ	62
8.1. Синтез контурів автоматичного управління за обраним законом управління	62
8.2. Синтез демпфера тангажа	62
8.3. Синтез контуру тангажа із жорстким зворотнім зв'язком	64
8.4. Синтез контуру управління рухом центра мас ЛА	66
ВИСНОВКИ	70
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ	71

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ:

ПС (повітряне судно)

САУ (система автоматичного управління)

ЛА (літальний апарат)

ПЗС (прибор із зарядовим зв'язком)

ЗПС (зворотно-поступальний рух)

САТ (система автоматизованого тестування)

ПІД (пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор)

ВСТУП

Для сучасних повітряних суден (ПС) характерним є широке застосування систем автоматичного управління (САУ) практично на всіх режимах та етапах польоту. Без таких систем неможливо ефективне використання авіаційної техніки навіть при вирішуванні найпростіших задач пілотування.

Впровадження САУ в процес управління обумовлюється не тільки зміною пілотажних характеристик літального апарата (ЛА), головним чином характеристик стійкості та керованості, але й зростанням тенденцій інформаційного об'єднання САУ з комплексами бортового обладнання (навігаційними та радіотехнічними комплексами, системами забезпечення посадки і т.ін.). На сучасних ПС САУ перетворились із засобів, що полегшують пілоту процес управління у засоби, які суттєво підвищують економічну ефективність і безпеку польоту.

Задачі автоматичного управління польотом можна умовно поділити на три рівні:

- забезпечення потрібних характеристик стійкості та керованості літака;
- стабілізація та управління кутовим рухом;
- стабілізація та цілеспрямоване управління траєкторією польоту, тобто, виконання складних траєкторних маневрів.

Контури траєкторного управління у цій ієрархії є головними і забезпечують цілеспрямоване управління траєкторією на деяких етапах польоту, зокрема на етапах заходу на посадку та посадки.

Етапи заходу на посадку та посадки найбільш напружені та потенційно небезпечні, пов'язані з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу. Саме на них згідно з світовою статистикою трапляється більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею ЗПС потребує високої точності управління кутовими та траєкторними параметрами польоту, а завантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями (зв'язок з наземними службами; випуск □ прибирання шасі та закрилків; зміна режимів роботи двигунів; контроль поза кабінного простору та інші) значно ускладнюють управління літаком і призводять до похибок при роботі з апаратурою особливо на етапі посадки.

Як показав аналіз статичних даних, помилки екіпажа при роботі з системами виявляються у вигляді неправильних, невчасних дій або відсутності необхідних дій. Часто ці помилки викликаються недостатньою підготовкою льотного складу, оскільки в програмах підготовки льотного складу не акцентується увага в належній мірі цим питанням. Проте, у ряді випадків, вони викликані умовами, які сприяють здійсненню помилок. Коли політ проходить в нормальних умовах, льотний склад, як правило, не помиляється. При виникненні ускладнення умов польоту їм можуть бути допущені відхилення в роботі. Велике значення при цьому набуває професійна і психофізіологічна підготовка льотного складу. По характеру прояви, помилки екіпажа при роботі з системами повітряних судів в подіях, що мали місце, класифікуються таким чином:

- пропуск операцій (не випуск закрилків перед зльотом, нерозтупорювання керма перед зльотом, невімкнення реверсу тяги двигунів

- неправильне виконання операцій (неправильне введення координат радіомаяка в обчислювач бортової навігаційної системи);

- ненавмисне включення або виключення функціональної системи у польоті (випуск інтерцепторів на зльоті, включення реверсу тяги двигунів в повітрі, виключення живлення авіагоризонту і ін.);

- неправильна установка режиму роботи системи (прибирання важелів управління двигуном за прохідну клямку малого газу в повітрі, неправильне використання режиму бортового радіолокатора і ін.).

Тому автоматизація напружених та потенційно небезпечних етапів польоту, пов'язаних з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу.

РОЗДІЛ 1

АВТОМАТИЗАЦІЯ УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ

1.1. Аналіз етапів посадки

Автоматизація управління на етапі посадки є критично важливою для забезпечення безпеки, ефективності та точності процесу приземлення літаків. У сучасній авіації застосування автоматичних систем керування дозволяє мінімізувати людський фактор, знизити ризики аварій та підвищити загальну надійність польотів. У цьому розділі ми розглянемо аналіз етапів посадки, категорювання етапів зльоту та посадки, а також навігаційні засоби забезпечення посадки та системи автоматичного приземлення літаків.

Посадка літака — це складний і відповідальний етап польоту, що включає кілька основних фаз. Кожна з цих фаз потребує чіткої координації та точного управління, аби забезпечити безпеку та ефективність процесу.

Під час повернення до аеродрому і виконання передпосадкового маневрування, літак прямує до точки повітряного простору, що відноситься до аеродрому, з метою наприкінці цього етапу знаходитися на продовженні злітно-посадкової смуги (ЗПС) на певній висоті та відстані.

Траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині для зниження до висоти кола в районі аеродрому розраховується навігаційним комплексом.

Траєкторії передпосадкового маневрування, які формуються в навігаційному комплексі, виводять літак з кінцевого пункту маршруту одразу на вісь ЗПС для заходу на посадку "з прямої". Однак пілот може бути психологічно не готовий до такої посадки, адже вона вимагає дуже точного пілотування. Тому найпоширенішим є додатковий етап передпосадкового маневрування "коробочка", що дає пілоту можливість краще підготуватися до посадки. "Коробочка" також використовується при очікуванні черги на посадку.

Після виводу літака в точку повітряного простору на продовженні ЗПС на встановленій висоті та відстані починається етап заходу на посадку за сигналами курсового та глісадного маяків. Мета заходу на посадку - вивести літак в малу область

повітряного простору з заданими параметрами, де здійснюється "прийняття рішення" про приземлення або відхід на друге коло.

Етап заходу на посадку за сигналами глісадного маяка закінчується на висоті 30–60 м, оскільки на меншій висоті сигнали сильно спотворюються через близькість землі. Далі починається етап безпосередньої посадки, що включає зниження по "продовженню" глісади, вирівнювання, витримування, приземлення та пробіг по ЗПС (рис.1).

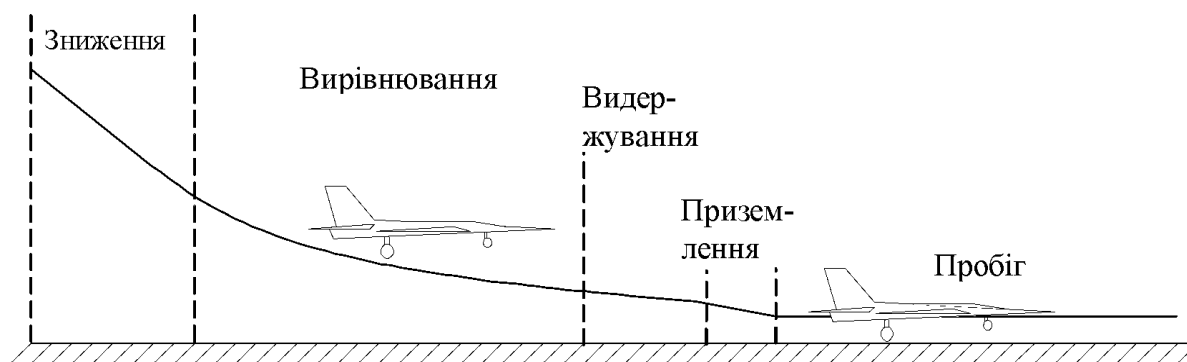


Рис. 1

Для продовження глісади використовують різні методи. Найпростіший – управління за середнім значенням кута тангажа, запам'ятованим при польоті по глісаді. Точніше продовження глісади забезпечується стабілізацією вертикальної швидкості, що рівнозначно стабілізації кута нахилу траєкторії. Найточніше вимірювання вертикальної швидкості досягається шляхом комплексування інерціальних і барометричних вимірювачів.

У бічній площині літак на етапі приземлення має утримуватися на продовженні осі ЗПС.

1.2. Категоризація етапів зльоту та посадки

Категорування етапів зльоту та посадки є важливим для розуміння та стандартизації процесів у авіації. Основні категорії включають:

Категорія I (CAT I): Візуальні умови польоту з мінімальними обмеженнями для видимості. Для посадки необхідно бачити злітно-посадкову смугу на відстані не менше 550 метрів.

Категорія II (CAT II): Знижена видимість, де мінімальна відстань видимості для посадки складає 300 метрів. Використовуються автоматичні системи посадки для точного приземлення.

Категорія III (CAT III): Мінімальна видимість, де допускається використання автоматичних систем посадки без візуального контакту з посадковою смугою. Поділяється на підкатегорії IIIa, IIIb і IIIc з різними рівнями видимості та автоматизації.

1.3. Навігаційні засоби забезпечення посадки. Аналіз систем автоматичного приземлення літаків

Наразі в цивільній авіації України основними системами посадки є СП-50, СП-70 і СП-75. До складу цих систем входять курсовий, глісадний та маркерні радіомаяки. Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, перетин яких стає траєкторією заходу на посадку.

На Рис. 1.1 розміщення радіомаяків відносно ЗПС і принцип формування траєкторії заходу на посадку.

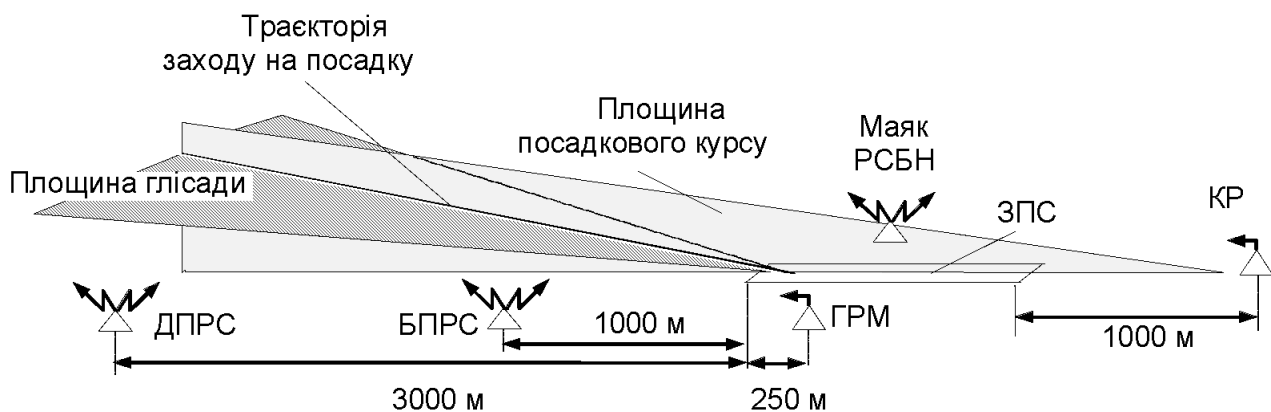


Рис.1.1

Навігаційні засоби забезпечення посадки включають різні технології, які допомагають пілотам та автоматичним системам точно і безпечно приземлити літак. Основні системи включають:

- Інструментальна система посадки (ILS): Використовує радіомаяки для надання інформації про курс та глисаду, що дозволяє літаку вирівнюватися з посадковою смугою.
- Система GPS: Використовується для точної навігації та може інтегруватися з системами автоматичного приземлення.
- Система автоматичного приземлення (Autoland): Включає автопілот, автотягу та автоматичне керування літака під час остаточного підходу та приземлення. Це дозволяє виконувати посадку в умовах низької видимості та забезпечує високу точність.

Автоматичні системи приземлення, такі як Autoland, значно підвищують безпеку та ефективність авіаперевезень. Вони зменшують навантаження на пілотів та забезпечують стабільність і точність під час критичних фаз польоту. Сучасні системи використовують комбінацію датчиків, радарів та комп'ютерних алгоритмів для забезпечення надійного керування літаком від моменту початкового підходу до повної зупинки на посадковій смузі.

РОЗДІЛ 2

АНАЛІЗ ДИНАМІКИ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ

Для проведення аналізу контурів управління необхідно мати математичну модель літака на етапі заходу на посадку. Оскільки захід на посадку здійснюється за прямолінійними траєкторіями, для аналізу динаміки контурів управління можна використовувати лінеаризовані моделі ізольованого поздовжнього та бічного руху, доповнені кінематичними співвідношеннями, що зв'язують відомі параметри математичних моделей літака з навігаційними параметрами ϵ_g та ϵ_k . Автоматичне управління літаком під час заходу на посадку включає в себе складну систему керування, яка забезпечує точне і стабільне управління літака.

2.1. Аналіз математичних моделей процесів заходу на посадку

Математичні моделі процесів заходу на посадку дозволяють описати динаміку літального апарату і його реакцію на різні вхідні сигнали системи управління. Основними рівняннями, які використовуються для опису руху літака, є рівняння Ньютона і рівняння Ейлера, що описують сили та моменти, діючі на літак.

Розглянемо математичну модель процесу заходу на посадку для бічного руху. Кінематичні параметри, що характеризують бічний рух літака відносно рівносигнальної зони курсового радіомаяка, представлені на рис. 2.1.

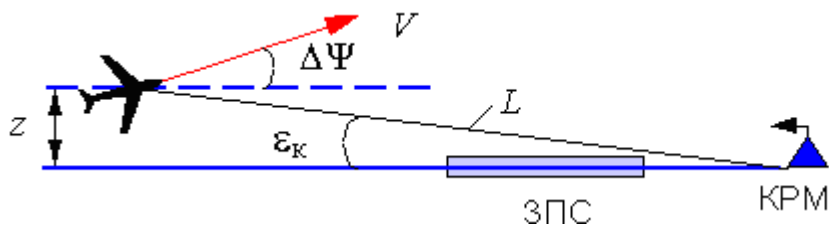


Рис. 2.1 Бічний рух літака відносно рівносигнальної зони КРМ

Складемо кінематичні рівняння, використовуючи ті ж припущення, що й для поздовжнього руху:

$$\begin{aligned}\dot{L} &= -V; \\ \dot{z} &= -V\Delta\Psi; \\ z &= L\varepsilon_K, \quad (2.1)\end{aligned}$$

де $\Delta\Psi$ – відхилення поточного кута шляху від заданого (від кута шляху ЗПС); z – бічне відхилення літака від рівносигнальної зони КРМ; L – поточна відстань до КРМ.

Вилучаючи з системи рівнянь (2.1) проміжні елементи, отримаємо рівняння, що зв'язує $\Delta\Psi$ – відхилення літака від заданого кута шляху, з ε_K – кутовим відхиленням центра мас літака від площини посадкового курсу:

$$-V\Delta\Psi = -V\varepsilon_K + L\dot{\varepsilon}_K. \quad (2.2)$$

Рівняння (3.2) представимо в операційній формі

$$(T_K p - 1) \varepsilon_K(p) = -\Psi(p), \quad (2.3) \text{ де } T_K = L(V)^{-1}.$$

Передаточна функція переходу від зміни кута шляху $\Psi(p)$ до $\varepsilon_K(p)$ відповідно рівняння (2.3) має вигляд:

$$W_{\varepsilon_K}^{\Psi}(p) = \frac{\varepsilon_K(p)}{\Psi(p)} = \frac{-1}{T_K p - 1}. \quad (2.4)$$

Структурна схема математичної моделі бічного руху літака на етапі заходу на посадку може бути представлена у вигляді (рис. 2.2).

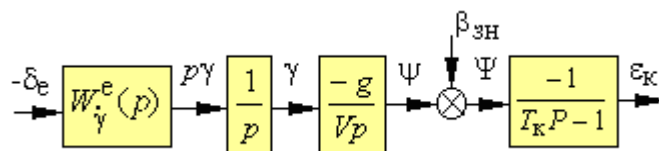


Рис. 2.2

Особливість математичних моделей руху літака на етапі заходу на посадку визначається зміною основного навігаційного параметра ε_K від змін кутів

параметрів руху літака, яка описується передаточною функцією (2.4) нестационарних (стала часу, T_k залежать від дальності до КРМ) і нестійкими аперіодичними ланками.

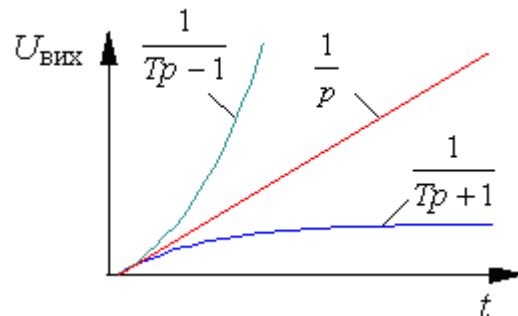


Рис. 2.3

На рис 2.3. показана перехідна функція нестійкої аперіодичної ланки у відповідь на східчастий вхідний сигнал у порівнянні з перехідними функціями суто аперіодичної та інтегрувальної ланки. На значних відстанях до КРМ при, $T_k \gg 1$ передаточні функції, (2.4) може бути наближено представлена як інтегрувальна ланка –

$$W_{\varepsilon_k}^{\Psi}(p) \approx \frac{-V}{L p}.$$

Своєрідність математичних моделей руху літака на етапі заходу на посадку визначає своєрідність контурів автоматичного управління. Контури автоматичного управління включають системи стабілізації та навігації, які використовують датчики для вимірювання положення та швидкості літака. Основні компоненти цих систем включають автопілот, систему автоматичної тяги та інструментальну систему посадки (ILS).

2.2. Динаміка контурів автоматичного управління бічним рухом літака при заході на посадку

Динаміка бічного руху літака визначається його реакцією на зміну кутів крену і ристання. В цьому контексті важливо розглядати рівняння, що описують рух літака в горизонтальній площині.

Аналіз статичних характеристик контура управління по відношенню до дії бічного вітру і обґрунтування необхідності іздромування сигналу. Структурний аналіз контура управління (див. рис. 2.4.) показує, що закон управління (2.5) не забезпечує безпомилкову стабілізацію центра мас літака в площині посадкового курсу за сигналом ϵ_k . Наприклад, в контурі будуть наявні статичні помилки при дії вітрових збурень та при наявності похибок вимірювань.

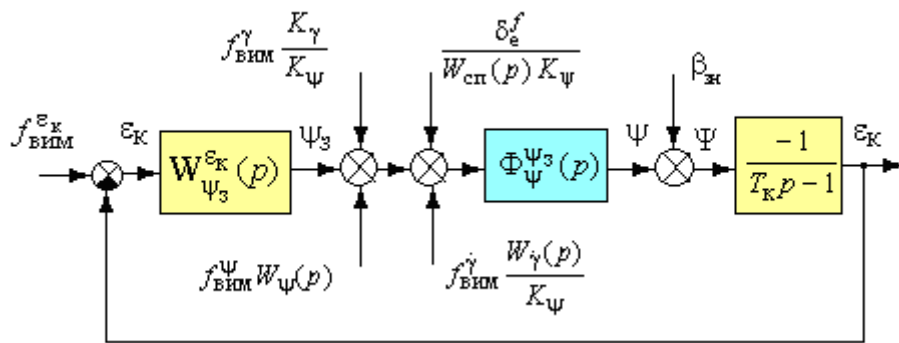


Рис. 2.4

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_e = K_{\gamma} \gamma - K_{\Psi} (\psi - \psi_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma, \quad (2.5)$$

Динаміка бічного руху літака визначається його реакцією на зміну кутів крену і ристання. В цьому контексті важливо розглядати рівняння, що описують рух літака в горизонтальній площині.

Покращення статичних характеристик контурів управління бічним рухом центра мас, побудованих на основі сервоприводів з іздромним зворотним зв'язком, наприклад, іздромування сигналу відхилення поточного курсу від курсу ЗПС дозволяє літаку парирувати дію бічного вітру, утримуючи центр мас літака в площині посадкового курсу.

Узагальнений розгорнутий закон управління, що дозволяє усунути основні недоліки статичних характеристик контуру з ізодромним зворотним зв'язком, має вигляд:

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_e = K_\gamma \gamma - K_\psi \frac{T_\psi p}{T_\psi p + 1} \psi + (K_{\varepsilon_k} + K_{\dot{\varepsilon}_k} p) \varepsilon_k + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Автопілот використовує ці рівняння для стабілізації літака і корекції його положення. Для цього використовуються ПД-регулятори (пропорційно-інтегрально-диференціальні регулятори), які забезпечують необхідні коригуючі сигнали на основі відхилення параметрів від заданих значень.

Рівняння ПД-регулятора можна записати у вигляді:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

де $u(t)$ — керуючий сигнал, $e(t)$ — відхилення, K_p , K_i , K_d — коефіцієнти пропорційної, інтегральної та диференціальної складових відповідно.

У системах автоматичного управління бічним рухом застосовуються також фільтри Калмана для оцінки стану літака на основі вимірювань, які можуть бути зашумленими. Фільтр Калмана дозволяє мінімізувати похибки і забезпечити більш точне управління.

Ці системи зазвичай стикаються з проблемами, пов'язаними з неточностями датчиків та шумами в даних, що робить фільтр Калмана дуже корисним інструментом.

Застосування фільтра Калмана в автоматичному управлінні бічним рухом:

- Оцінка стану транспортного засобу: Фільтр Калмана може оцінювати такі параметри, як поперечне положення, швидкість і прискорення транспортного засобу. Це важливо для точної орієнтації та стабільності транспортного засобу.
- Фільтрація сигналів датчиків: Датчики, що вимірюють різні параметри (наприклад, GPS, інерціальні вимірювальні одиниці (IMU), камери, лидари),

можуть давати неточні або зашумлені дані. Фільтр Калмана об'єднує ці дані та усуває шуми, забезпечуючи точнішу оцінку стану.

- Прогнозування траєкторії: Використовуючи математичну модель руху, фільтр Калмана прогнозує майбутній стан транспортного засобу, що дозволяє системі автоматичного управління заздалегідь коригувати траєкторію.
- Інтеграція даних від різних джерел: Фільтр Калмана дозволяє об'єднувати дані від різних датчиків (наприклад, GPS та IMU), що забезпечує більш надійну та точну оцінку стану.

Рівняння фільтра Калмана включають:

1. Прогнозування стану:

$$\begin{aligned}\hat{x}_{k|k-1} &= A\hat{x}_{k-1|k-1} + Bu_{k-1} \\ P_{k|k-1} &= AP_{k-1|k-1}A^T + Q\end{aligned}$$

2. Оновлення вимірювань:

$$\begin{aligned}K_k &= P_{k|k-1}H^T(H P_{k|k-1}H^T + R)^{-1} \\ \hat{x}_{k|k} &= \hat{x}_{k|k-1} + K_k(z_k - H\hat{x}_{k|k-1}) \\ P_{k|k} &= (I - K_kH)P_{k|k-1}\end{aligned}$$

РОЗДІЛ 3

АНАЛІЗ СПОСОБІВ ПОСАДКИ ПРИ БІЧНОМУ ВІТРІ

3.1. Експлуатація в умовах бічного вітру

Посадка при бічному вітрі є однією з найскладніших маневрів для пілотів, оскільки вітер, що дме під кутом до осі злітно-посадкової смуги (ЗПС), може створити значні труднощі у підтриманні курсу і стабільності літака під час заходу на посадку та безпосередньо під час приземлення. Успішна посадка в таких умовах вимагає від пілота високих навичок і точного дотримання техніки. Існує декілька основних методів посадки при бічному вітрі, кожен з яких має свої особливості та сфери застосування як показано на (рис.3.1).

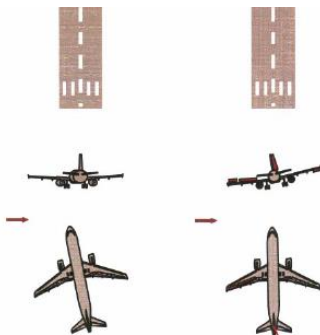


Рис. 3.1 Метод бокового ковзання і метод заходу крабом

1. Метод бокового ковзання (Slip Approach):

- Суть методу: Пілот нахиляє літак так, щоб крила були нахилені проти вітру, при цьому використовуючи рульову поверхню для підтримання курсу вздовж осі ЗПС. Цей метод дозволяє компенсувати відхилення літака від курсу, викликане бічним вітром.
- Переваги: Забезпечує хорошу видимість ЗПС, дозволяє точніше контролювати висоту під час заходу на посадку.
- Недоліки: Вимагає високої кваліфікації пілота і точного контролю літаком, особливо на малих висотах.

2. Метод заходу крабом (Crab Approach):

- Суть методу: Літак летить під кутом до напрямку ЗПС, "крабуючи" проти вітру. При цьому нос літака спрямований проти вітру, а не прямо на ЗПС. Безпосередньо перед приземленням пілот вирівнює літак по осі ЗПС.
- Переваги: Дозволяє уникнути нахилу крила під час заходу, що може бути зручніше для пілота.
- Недоліки: Потребує швидкої і точної корекції курсу перед посадкою, що може бути складним завданням при сильному вітрі.

Максимальний рекомендований бічний вітер (типовий)

Індекси стану ЗПС застосовуються лише для визначення максимальної рекомендованої бічної складової вітру і не використовуються для розрахунку злітно-посадкових характеристик, оскільки не враховують вплив опору зсуву шару опадів та гідродинамічного опору.

Примітки:

- Суха, волога або мокра ЗПС (шар опадів менше 3 мм) без умов виникнення гідроглісування.
- Шар опадів на ЗПС.
- ЗПС, покрита сухим снігом.
- ЗПС, покрита шаром води або мокрого снігу (умови сприятливі для гідроглісування).
- Висока ймовірність гідроглісування.

Методика виконання кінцевого етапу заходу на посадку:

- Залежно від рекомендацій «РЛЕ», кінцевий етап заходу на посадку в умовах бічного вітру може виконуватися:
- Без крену (з витримкою кута попередження на бічний вітер, відомий як «техніка краба»).
- З ковзанням на крило (фюзеляж літака спрямований вздовж осі ЗПС, а знос компенсується відхиленням елерона на вітер і протилежною педаллю керма

напряму).

Авіаконструктори враховують такі фактори при виборі методики виконання посадки «крабом» або з ковзанням на крило:

- Геометрію літака (обмеження по тангажу і крену для запобігання торкання ЗПС хвостовою частиною фюзеляжу, крилом або мотогондолою двигуна).

- Ефективність елеронів і керма напряму.

- Обмеження по бічній складовій сили вітру.

Практичні аспекти експлуатації:

- Попередня підготовка: Перед початком заходу на посадку пілот повинен оцінити силу і напрямок вітру. Це можна зробити за допомогою аеродромних метеостанцій або за допомогою бортових приладів.
- Вибір методу: Вибір відповідного методу посадки залежить від поточних умов (сила і напрямок вітру), типу літака і навичок пілота. Наприклад, для малих літаків часто використовується метод бокового ковзання, тоді як для великих літаків може бути більш доцільним метод заходу крабом.
- Тренування і симуляції: Постійні тренування в умовах бічного вітру є необхідними для підтримання навичок пілота. Симулятори польотів є ефективним інструментом для відпрацювання технік заходу на посадку в різних умовах.
- Безпека: Під час посадки в умовах бічного вітру необхідно завжди мати план дій на випадок непередбачених обставин. Якщо посадка здається небезпечною, краще виконати захід на друге коло і спробувати ще раз або дочекатися покращення погодних умов.

Успішне виконання посадки при бічному вітрі вимагає від пілота не тільки високих технічних навичок, але й здатності швидко і точно приймати рішення. Кожен з методів посадки має свої переваги і недоліки, і вибір відповідного методу залежить від конкретних умов і підготовки пілота.

РОЗДІЛ 4

АНАЛІЗ ТЕХНІК ВИРІВНЮВАННЯ ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПРИЗЕМЛЕННЯ ТА ОБҐРУНТУВАННЯ ПРИНЦИПІВ ПОБУДОВИ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БЕЗПОСЕРЕДНЬО ПОСАДКОЮ ЛІТАКА

Під час етапу приземлення, пілот має вирівняти літак так, щоб здійснити м'яку і безпечну посадку. Це вимагає від пілота великої уваги до деталей та використання різних технік.

1. Стабілізація курсу і крену: Перед посадкою пілот повинен забезпечити стабільний курс і крен літака. Це досягається шляхом відповідного коригування рульових поверхонь і тяги двигунів.
2. Плавне вирівнювання: Пілот повинен плавно вирівняти літак перед посадкою, зменшуючи кут крену і кут попередження. Це дозволяє літакові приземлитися м'яко і безпечно.
3. Контроль нахилу: Пілот повинен уникати раптових змін кута нахилу під час посадки, оскільки це може призвести до втрати контролю над літаком і аварії.

Принципи побудови контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака.

Автоматичне управління безпосередньо посадкою літака використовується для полегшення завдання пілота і підвищення безпеки польоту. Ось деякі принципи побудови таких контурів:

- Стабільність: Контур повинен бути здатний забезпечити стабільну посадку літака в різних умовах, враховуючи зміни вітру, ваги літака та інші фактори.
- Точність: Він повинен бути достатньо точним, щоб забезпечити точність посадки на злітно-посадковій смугі, уникнути перекосів та забезпечити максимальну безпеку для пасажирів та екіпажу.

- Надійність: Контур має бути надійним і відмовостійким, щоб уникнути можливих аварій через непрацездатність автоматичної системи управління.
- Гнучкість: Він повинен бути гнучким і можливим до налаштування в залежності від різних умов польоту та вимог пілота, щоб забезпечити оптимальну ефективність у будь-яких ситуаціях.

Застосування цих принципів дозволяє створювати ефективні автоматичні системи управління, які полегшують завдання пілота і забезпечують безпеку польоту

4.1. Співвідношення кута крену і кута попередження

Стандартне - максимальна посадочна вага - посадкова конфігурація БС - бічна складова вітру 10 kt

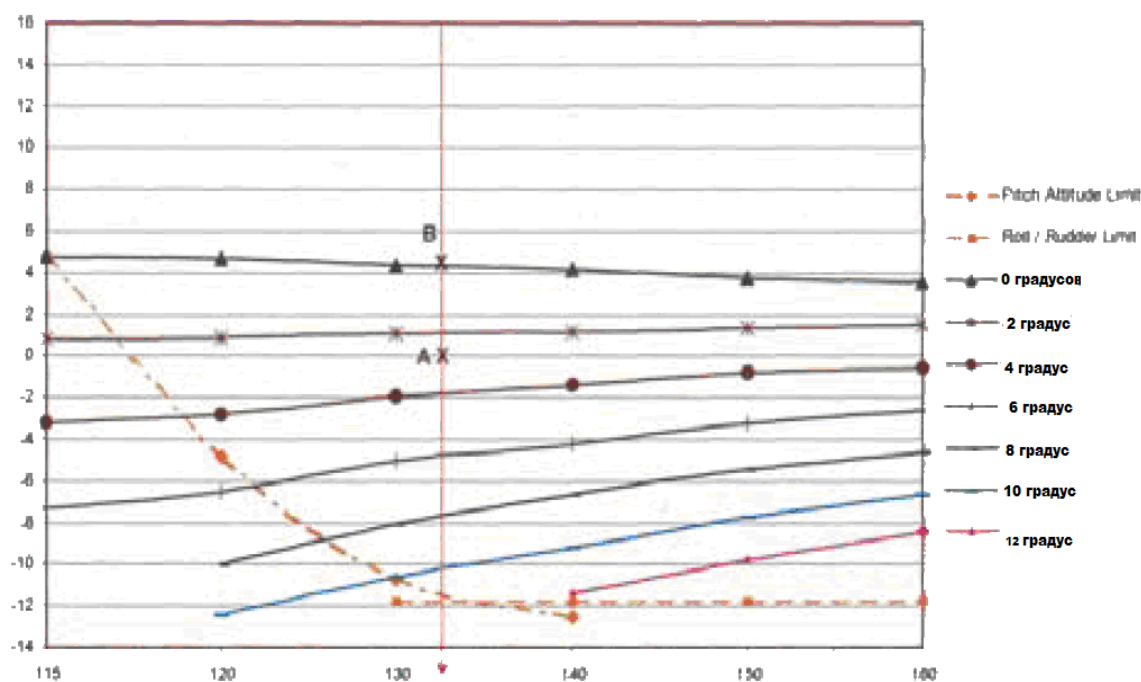


Рис. 4.1

Співвідношення кута крену і кута попередження Стандартне - максимал
ьна посадочна вага - посадкова конфігурація БС - бокова складова вітру 30 kt

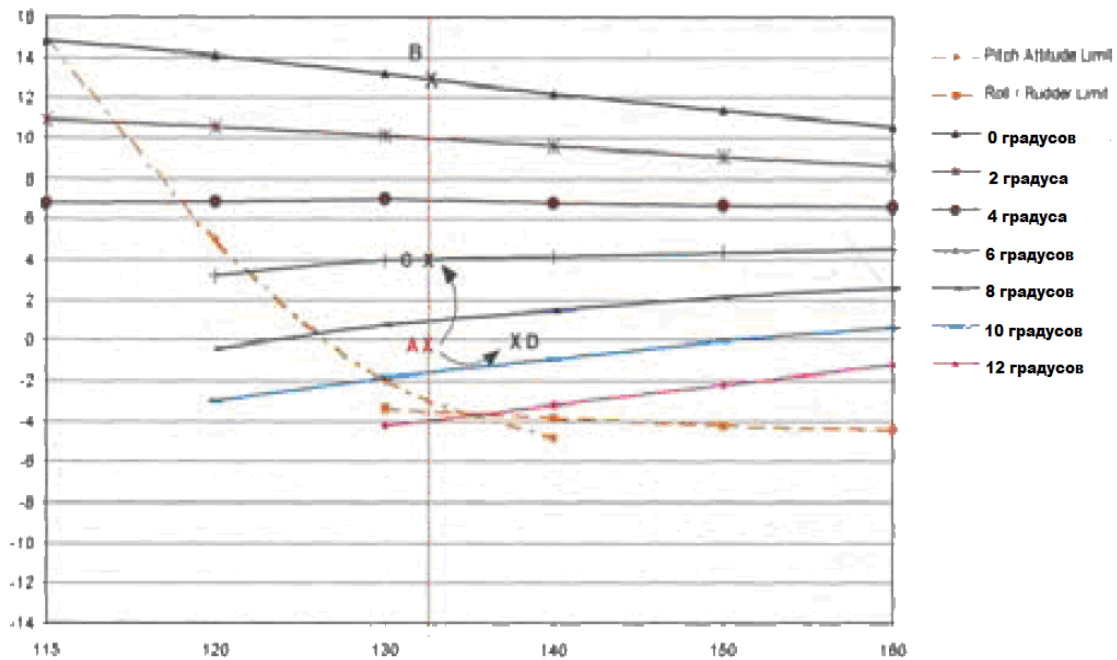


Рис. 4.2

Рис. 4.1. показує що при постійній бічній складовій вітру силою 10 kt:

- Для виконання посадки з постійним ковзанням на крило (тобто, без кута попередження) необхідний незначний крен тільки 3 - градуса, у бік вітру (крапка А на графіці), або
- Для приземлення без крену (тобто., без усунення кута попередження) потрібно незначний, від 4-х до 5-и градусів, кут попередження (крапка В). Посадка з ковзанням безпечна (тобто. забезпечений значний запас по геометричних обмеженнях або по запасу елеронів. керма напряду)

Рис. 4.2 показує, що при постійній бічній складовій вітру силою 30 kt

- Для виконання посадки з постійним ковзанням на крило (тобто. без кута попередження) необхідно створити крен, близько 9 - градусів, у бік вітру, що близько до геометричних обмежень або граничних відхилень елеронів / керма напряду (крапка А на графіці).
- Для приземлення без крену (тобто без усунення кута попередження) потрібно створити кут попередження. 13-градусів. (крапка В), що потенційно небезпечно тому що є можливість пошкодження шасі.

При бічній складовій вітру силою 30 kt комбінована техніка приземлення з креном і ковзанням (тобто. зсув від крапки А у напрямі до крапки З на графіці) забезпечує достатній запас по геометричних обмеженнях або граничних відхиленнях елеронів / керма на пряму, виключаючи ризик пошкодження шасі. Для такої методики потрібно, в середньому, створення:

- Кута попередження 5-градусов; і крену 5 градусів.

На літаках, що мають істотні обмеження по геометричних характеристиках, збільшення швидкості кінцевого етапу заходу на посадку (тобто, застосування поправок до швидкості передпосадкового зниження, навіть при граничному бічному вітрі, що відповідає на графіку зсуву від крапки А до точки D) збільшує запас до геометричних обмежень

4.2. Експлуатаційні рекомендації і техніка пілотування

• При помірному бічному вітрі (середньою бічною складовою до 15 kt - 20 kt) безпека посадки (тобто, вирівнювання і приземлення) забезпечена при посадці методом:

- Ковзання на крило (з креном, без кута попередження);
- «краба» (без усунення кута попередження перед приземленням)
- При великих значеннях бічного вітру (з бічною складовою більше 15 kt - 20 kt) дотримання норм безпеки виконання посадки передбачає Захід на посадку методом «краба» і часткове усунення кута попередження і приземлення з креном і кутом попередження (методом «нога по зносу, крен на вітер»).

Рішення про методику виконання вирівнювання і приземлення з креном, з креном і кутом попередження, або методом «краба» залежить не тільки від величини бічної сили вітру, що становить, але і від наступних чинників (або як визначено стандартними процедурами авіакомпанії SOPs)

- Пориви вітру;
- Довжини ЗПС;
- Стан ЗПС;
- Типу літака;
- Досвіду пілота;

Приземлення і сили гальмування

Для забезпечення безпеки приземлення з креном і кутом попередження, або методом «краба» без усунення кута попередження, щоб у момент приземлення ліва і права стійки шасі знаходилися по обидві сторони від осьової лінії ЗПС, до точки дотику літак повинен підходити з навітряного боку від осі ЗПС, після торкання ЗПС колесами основних стійок шасі літак переходить від руху по законах аеродинаміки до руху по законах «наземної динаміки». Після посадки відбувається наступне:

- Обертання коліс шасі, за винятком виникнення гідроглісування. Сигнал обертання коліс необхідний для приведення в дію:

- Системи автоматичного випуску наземних спойлерів.
- Системи автоматичного гальмування
- Антиюзової автоматики

Для зниження ризику гідроглісування і забезпечення розкручування коліс рекомендується жорстке («упевнене») приземлення на покриті шаром опадів ЗПС.

- Виникають сили тертя між поверхнею авіа шин і поверхнею ЗПС в результаті одночасної дії:

Сил тертя в гальмівних пристроях коліс і авіа шин об поверхність ЗПС і сил бічного зсуву коліс шасі

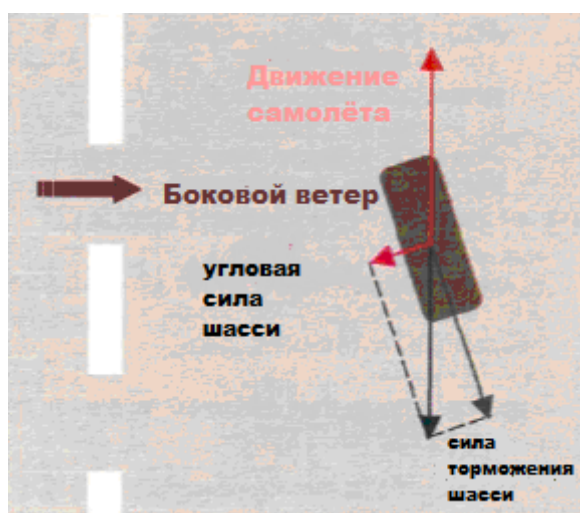


Рис. 4.3. Сили тертя, що діють на колесо

Сили тертя в гальмівних пристроях коліс і авіа шин об поверхню ЗПС і сили бічного зсуву залежать як від стану авіа шин і поверхні ЗПС, так і один від одного, чим більше сила гальмування, тим менше сила бічного зсуву.

як показано на рис. 4.4

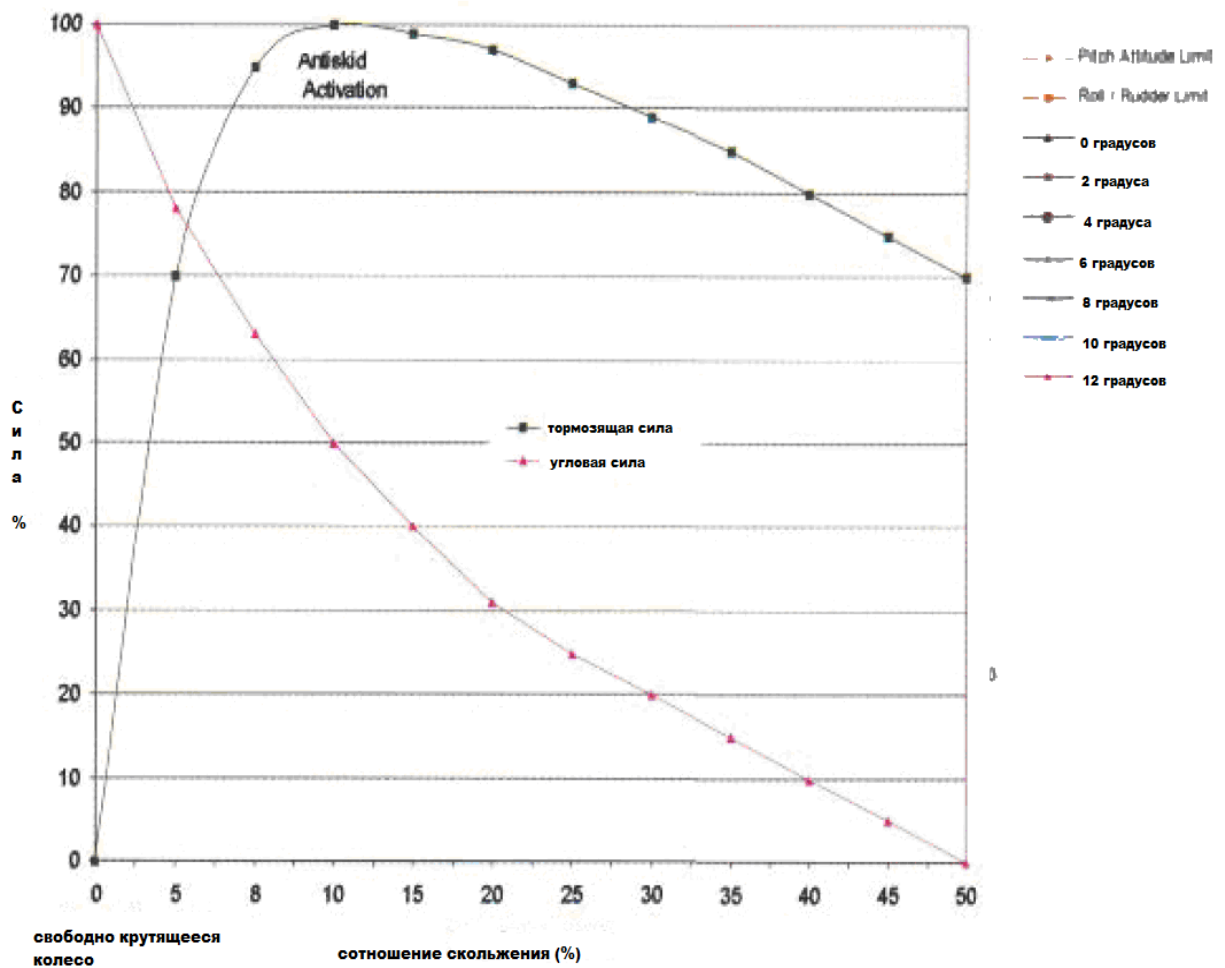


Рис. 4.4

Перехідні явища, такі як деформація авіа шин (що виникає при будь-якому повороті колеса) або спрацювання антиюзової автоматики роблять вплив на сили тертя і сили бічного зсуву (по величині і напрямку) а, отже і на загальний баланс сил гальмування. В результаті теоретичний баланс сил, показаний на рис.9, рідко зберігається постійним в початковій стадії пробігу

Вплив характеру приземлення на витримку напрямку

Якщо приземлення на суху ЗПС відбувається з деяким кутом попередження, літак автоматично розгортається по напрямку руху на пробігу на покритій шаром опадів ЗПС літак має тенденцію зберігати кут попередження при русі вдовж ЗПС. Вплив бічних сил кіля і фюзеляжу на витривалість напрямку

Не пробігу обтікання кіля і фюзеляжу, що виникають під дією бічного вітру, сили «зносять» літак з осьової лінії ЗПС за вітром, як показано на рис. 4.5.

Вплив тяги реверсу

Якщо у момент включення реверсу тяги літак був розгорнений щодо напрямку пробігу (рух із зносом), то сила тяги реверсу розкладається на дві складові, як показано на рис.4.5.

- сила гальмування, направлена вздовж напрямку руху (по осі ЗПС); і
- Бічна сила направлена перпендикулярно осі ЗПС, яка посилює тенденцію «зносу» ЛА з ЗПС

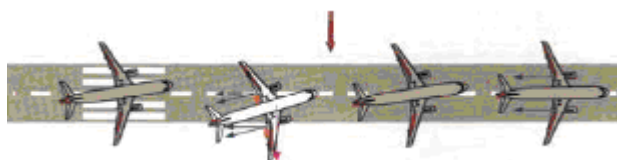


Рис 4.5

Вплив тяги реверсу слабшає у міру падіння швидкості.

При зменшенні швидкості ефективність керма напрямку знижується, але дія потоку реверсу тяги може стати перешкодою витримці напрямку пробігу.

Вплив гальмування

В умовах сильного бічного вітру слід утримувати рулі в положенні «нога по зносу, крен на вітер» після приземлення для попередження «піддува» поривом бічного вітру і підйому крила з навітряного боку(деяке керівництво по тренуванню льотного складу рекомендує пілотові продовжувати пілотування на пробігу). Крім того, відхилення до верху елерона на навітряному крилі знижує його підйомну силу, що приводить до збільшення навантаження на шасі з навітряного боку. Оскільки сила тертя росте пропорційно навантаженню на колесо (і авіа шини) сила тертя з навітряного боку літака збільшується, створюючи додаткову тенденцію до розвороту ЛА проти вітру, як показано на рис.4.6.

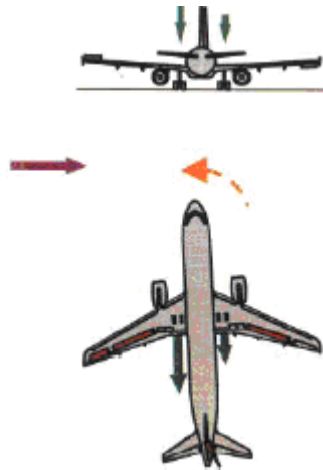


Рис 4.6

Збереження/відновлення напрямку пробігу

Чим більше сила гальмування колеса, тим менше створювана їм бічна сила; отже, якщо літак «зносить» у бік, то розгальмовування коліс (у тому числі і відключення автомата гальмування) збільшує бічні сили коліс і сприяє збереженню або відновленню напрямку пробігу. Зменшення тяги реверсу до малого газу усуває дестабілізуючий ефект реверсу (тобто. бічну складову сили тяги реверсу і дію потоку на кермо напрямку) і, отже, допомагає відновити напрям пробігу. Після відновлення напрямку пробігу і виведення ЛА на осьову лінію ЗПС:

- Слід відновити симетричне або диференційоване несиметричне гальмування. залежно від обстановки, за допомогою педалей (автомат гальмування був відключений при втручанні в управління гальмами); і

- Режим реверсу тяги може бути знов збільшений.

4.3. Чинники, супутні авіаційним подіям і інцидентам на посадці з бічним вітром

Наступні чинники часто впливають на розвиток льотних подій і інцидентів на посадці в умовах бічного вітру:

1. **Сильний бічний вітер:** Цей чинник може мати найбільший вплив на безпеку посадки. Чим сильніший бічний вітер, тим складніше контролювати літак під час посадки. Сильні пориви вітру можуть змінювати шлях літака і вимагати від пілота швидких та точних корекцій керування.

2. **Недостатня підготовка пілота:** Навички пілота в управлінні літаком в умовах бічного вітру є критичними. Пілот повинен мати достатній тренувальний досвід та знання, як ефективно керувати літаком у таких умовах. Брак практичного досвіду може призвести до помилок у керуванні, що може викликати аварійні ситуації.
3. **Технічні несправності:** Неполадки в системах керування літака або обладнанні можуть стати додатковим фактором ризику під час посадки з бічним вітром. Наприклад, несправний автопілот або рульові поверхні можуть ускладнити завдання пілота.
4. **Погодні умови:** Погана видимість або інші погодні умови, такі як дощ, туман або сильний сніг, можуть ускладнити посадку літака. Ці умови можуть ускладнити орієнтування пілота та зробити посадку більш небезпечною.
5. **Недоліки у підготовці аеродрому:** Нерівності на злітно-посадковій смузі, підстилка зі снігу або обмежена видимість можуть стати перешкодою для безпечної посадки літака, особливо в умовах бічного вітру.

Уникнення авіаційних подій та інцидентів під час посадки з бічним вітром вимагає комплексного підходу, який включає в себе як навички пілота, так і готовність обладнання та аеродрому. Тренування в умовах симуляції, регулярні тренування пілотів та підтримання високого рівня технічної готовності обладнання можуть значно зменшити ризик аварій при посадці з бічним вітром.

4.4. Принципи побудови контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака

Асимптота експоненти повинна розташовуватись нижче ЗПС на рівні $H_{ac} = T V_{y \text{ приз}}$. При $T = 2 \dots 5$ с і $V_{y \text{ приз}} = 0,3 \dots 0,6$ м/с глибина залягання асимптоти дорівнює $H_{ac} = 0,6 \dots 3$ м.

Зважаючи на те, що побудова контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака зазвичай передбачає використання різних алгоритмів та методів керування, особливо в системах автопілота, які базуються на засадах керування в замкнутому циклі, як PID-регулятори (пропорційно-інтегрально-диференціальні),

можна надати загальну формулювання без занурення в конкретні математичні вирази. Таким чином, основні принципи побудови контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака можна виразити наступним чином:

- **Стабільність:** Мета полягає в тому, щоб система автоматичного управління була стійкою та несприйнятливою до збурень, що можуть виникати під час посадки літака. Це може вимагати використання стабілізуючих алгоритмів керування та механізмів компенсації впливу зовнішніх факторів.
- **Точність:** Система повинна бути налаштована таким чином, щоб забезпечити точну посадку літака на злітно-посадковій смугі з мінімальними відхиленнями від бажаної траєкторії.
- **Надійність:** Контроль за високою надійністю системи є ключовим для забезпечення безпеки польоту. Система повинна бути розроблена та випробувана таким чином, щоб мінімізувати ризик виникнення несправностей та аварій.
- **Гнучкість:** Можливість налаштування параметрів системи керування залежно від змінних умов польоту є важливою для забезпечення оптимальної ефективності та безпеки польоту в різних ситуаціях.

РОЗДІЛ 5

РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БЕЗПОСЕРЕДНЬО ПОСАДКОЮ ЛІТАКА У БІЧНОМУ КАНАЛІ

5.1. Обґрунтування моменту включення режиму "Доворот"

Момент включення режиму "Доворот" (або "Crab Mode") під час посадки літака з боковим вітром має критичне значення для забезпечення безпеки та ефективності процедури. Включення режиму "Доворот" дозволяє літакові автоматично коригувати свій курс для компенсації бокового вітру. Це дозволяє уникнути відхилень літака від злітно-посадкової смуги та забезпечити точну посадку. Під час посадки з боковим вітром, літак може здійснювати рух у бік вітру (крен). Включення режиму "Доворот" дозволяє зберегти вирівнювання літака зі злітно-посадковою смугою, запобігаючи перекосам та забезпечуючи стабільну посадку, допомагає зменшити ризик виникнення ускладнень під час посадки з боковим вітром, таких як перекоси, втрата контролю або відхилення від злітно-посадкової смуги. Використання автоматичного режиму "Доворот" дозволяє пілоту сконцентруватися на інших аспектах посадки та зменшує його навантаження, особливо в умовах підвищеної складності. Включення цього режиму дозволяє досягти більшої ефективності та точності під час посадки в умовах бокового вітру, оскільки літак автоматично коригує свій курс і вирівнюється зі злітно-посадковою смугою.

Використовуючи значення коефіцієнтів мат. мод. бічного руху, розрахуємо параметри передатної функції .

$$W_{\psi}^H(p) = -\frac{\omega_y(p)}{\delta_H(p)} = \frac{-a_{m_y}^{\delta_H}(p + a_z^\beta)}{p^2 + b_1 p + b_0} = \frac{K_{\psi}^H \omega_\beta^2 (T_\beta p + 1)}{p^2 + 2\xi_\beta \omega_\beta p + \omega_\beta^2};$$

$$b_1 = a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^\beta; \quad b_0 = a_{m_y}^\beta + a_{m_y}^{\omega_y} \cdot a_z^\beta.$$

$$\omega_\beta^2 = b_0; \quad \xi_\beta = \frac{b_1}{2\omega_\beta} = \frac{b_1}{2\sqrt{b_0}}; \quad T_\beta = \frac{1}{a_z^\beta}; \quad K_{\psi}^H = \frac{a_{m_y}^{\delta_H}}{\omega_\beta^2} a_z^\beta; \quad K_\beta^H = -\frac{a_{m_y}^{\delta_H}}{\omega_\beta^2} = K_{\psi}^H T_\beta.$$

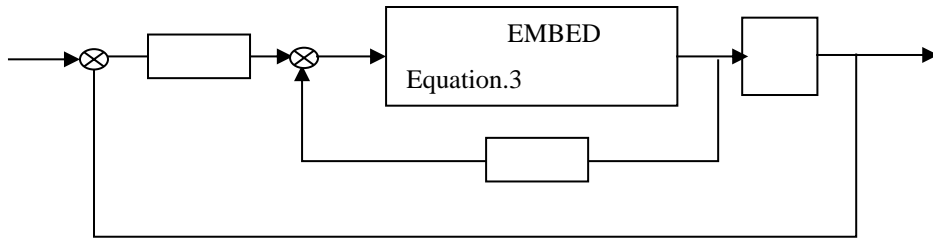


Рис. 5

Приведемо значення коефіцієнтів.

$$a_{m_y}^\beta = 3.23, \quad a_{m_y}^{\omega_y} = 0.424, \quad a_z^\beta = 0.154$$

$$\omega_\beta^2 = b_0; b_0 = 3.23 + 0.424 * 0.154 = 3.3$$

$$K_{\psi\beta}^H = \frac{a_{m_y}^{\delta_H}}{\omega_\beta^2} a_z^\beta; K_{\psi\beta}^H = \frac{-1.05}{3.29} 0.154 = -0.04$$

$$K_{\psi\beta}^H \omega_\beta^2 = -3.26$$

$$T_\beta = \frac{1}{a_z^\beta}; T_\beta = \frac{1}{0.154} = 6.5$$

$$b_1 = a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^\beta = 0.424 + 0.154 = 0.58$$

$$\xi_\beta = \frac{b_1}{2\omega_\beta} = \frac{b_1}{2\sqrt{b_0}} = \frac{0.58}{3.62} = 0.16$$

$$2\xi_\beta \omega_\beta = 0.57$$

В MATLAB ми збираємо схему контуру і шляхом експерименту підбираємо прийнятні значення передаточних чисел K_u , K_j . Моделюємо процес відпрацювання J_3 і визначаємо час перехідного

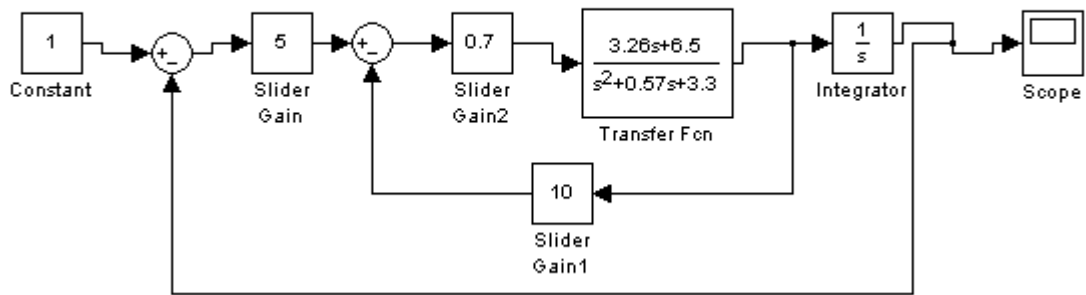


Рис.5.1

В результаті дослідження ми бачимо що час перехідного процесу становить приблизно 15 секунд.

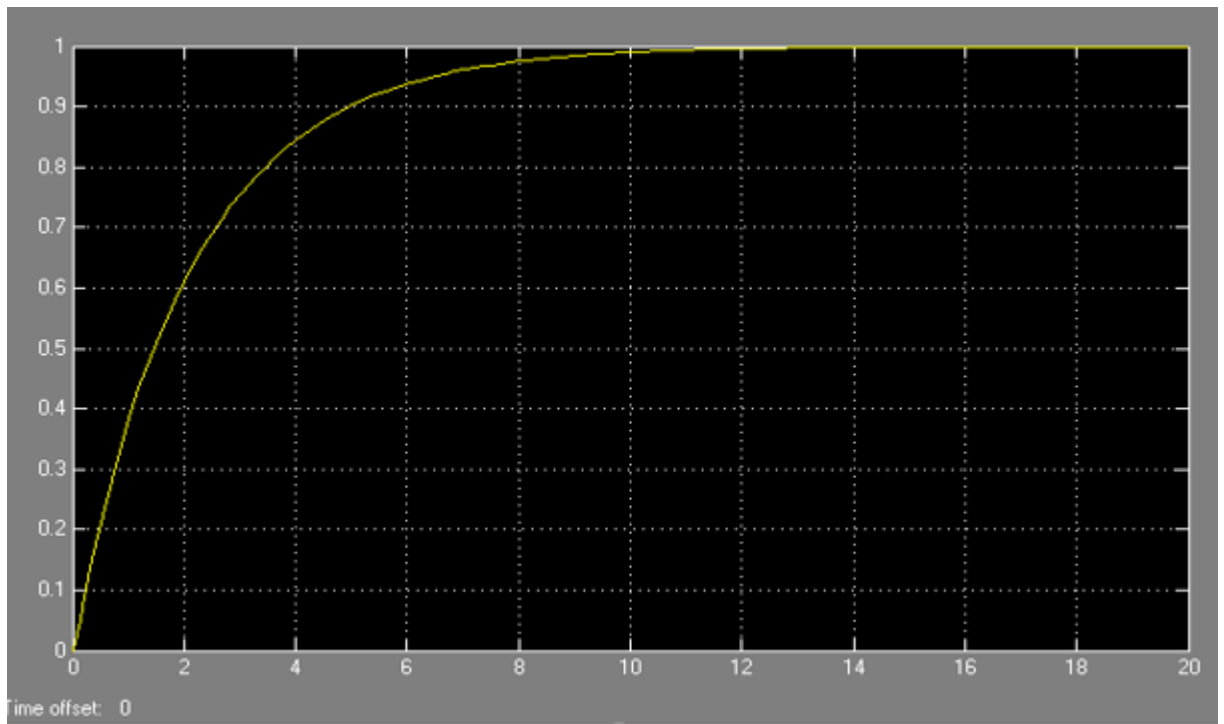


Рис. 5.1.2

5.2 Дослідження алгоритмів безпосередньо посадки

Дослідження проводилися з використанням програми візуального моделювання Simulink, що входить до складу універсального математичного пакета програмування MATLAB.

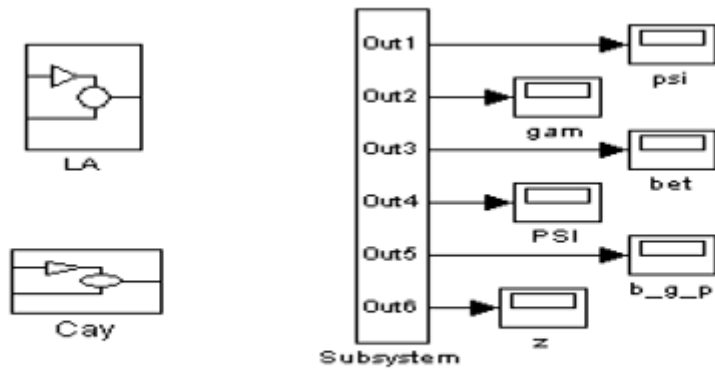


Рис.5.2

На рис.5.2. розкрита subsystem LA і її субблоки того, що описують окремі вирази загальної системи бічного руху LA

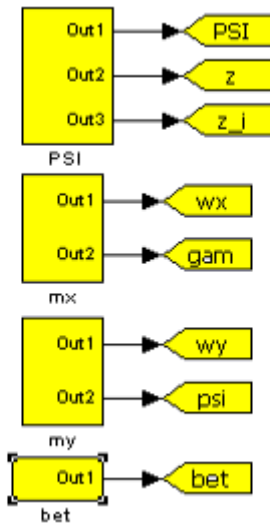


Рис. 5.3

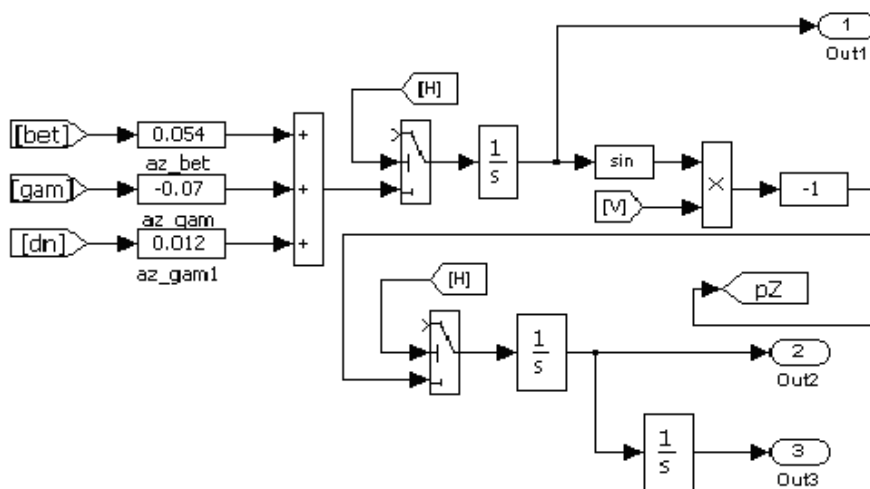


Рис 5.4

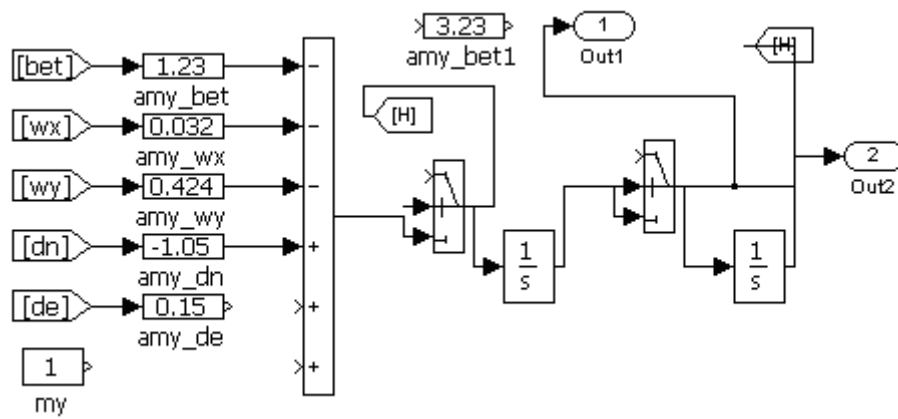


Рис 5.5

На рис.5.5 розроблений алгоритм етапу «Доворот»

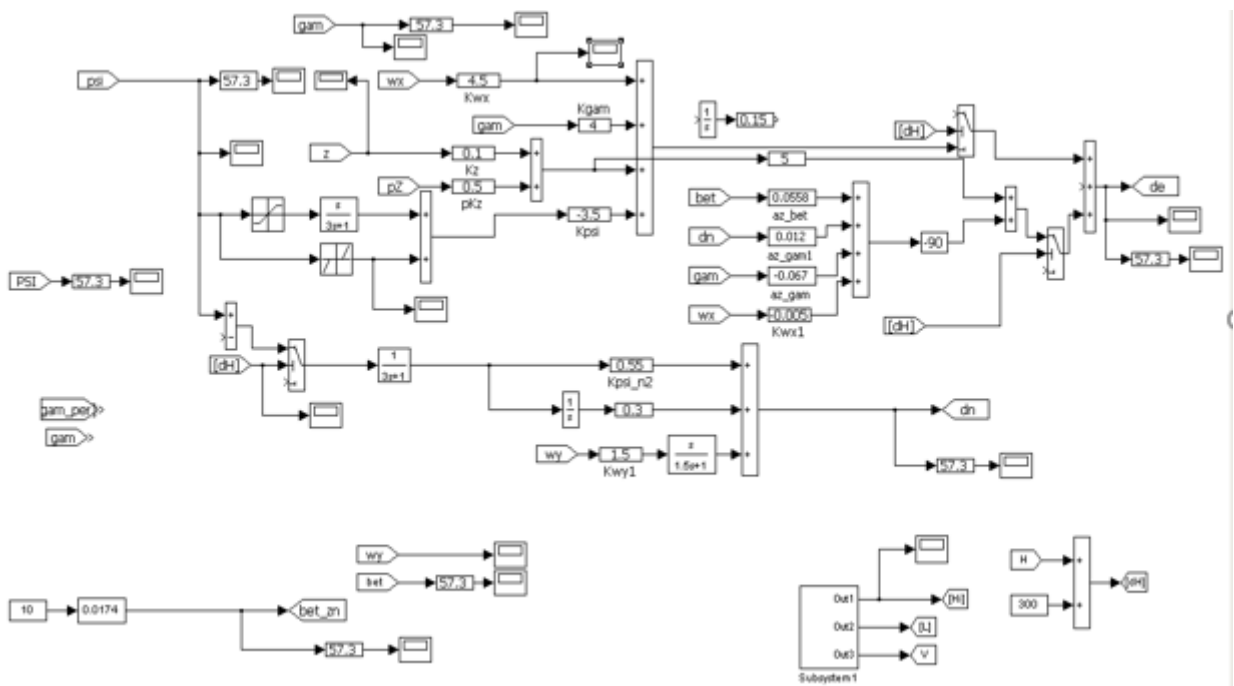


Рис 5.6

На рис.5.7 показаний кут зносу який використовується в моделі ЛА як вітрова обурююча дія. Як бачимо з малюнка кут заданий 10 градусів

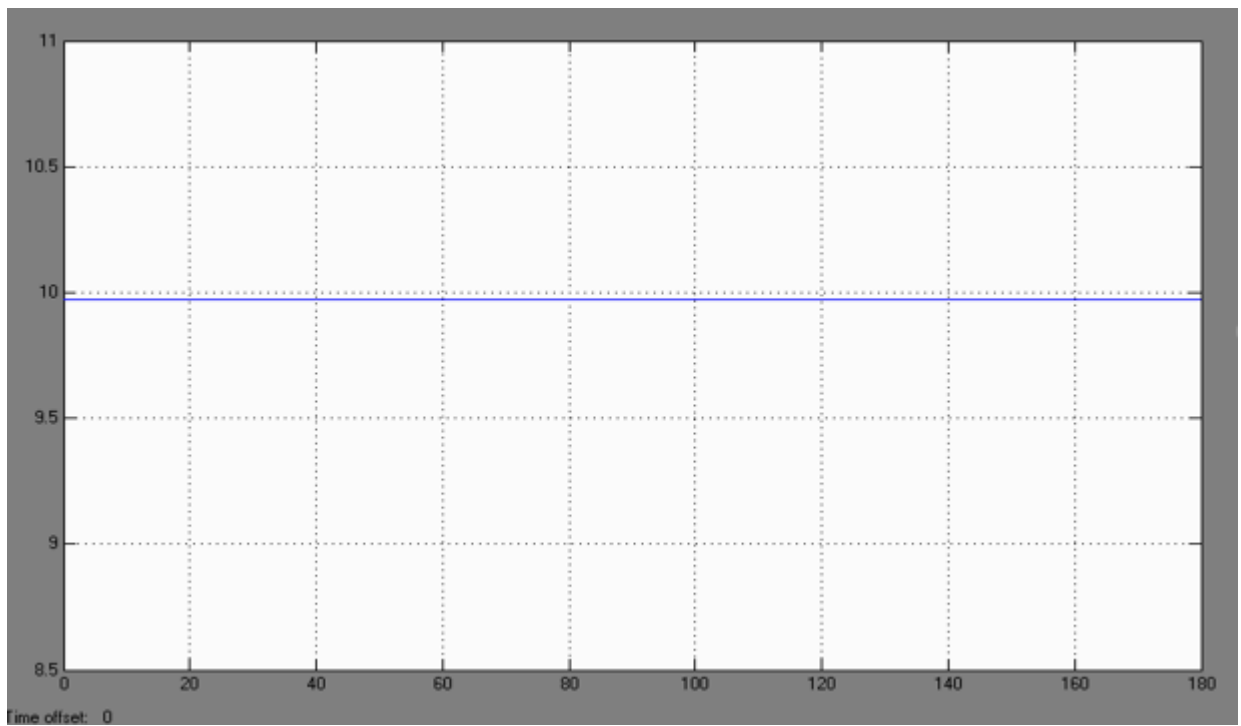


Рис. 5.7

На рис. 5.8. показано відхилення від осі ЗПС літального апарата

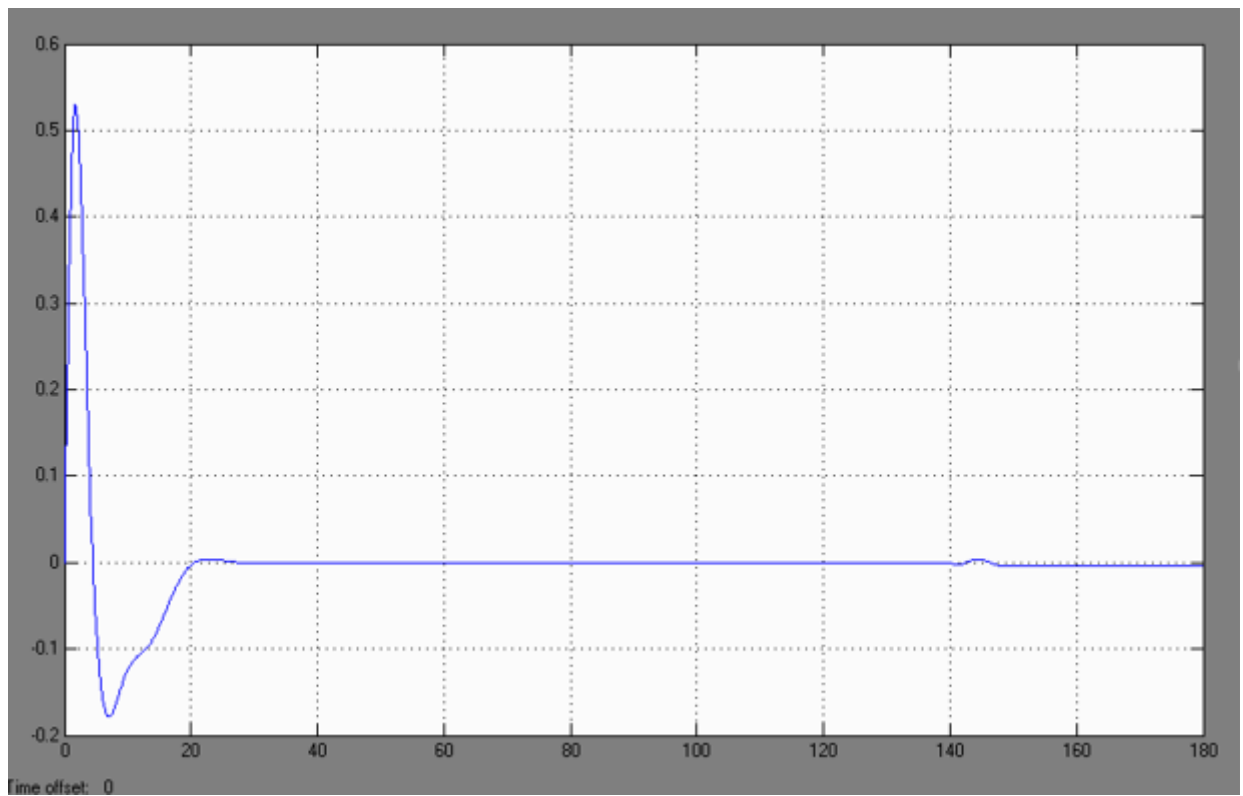


Рис. 5.8

На рис.5.9.показаний этап заходу на посадку

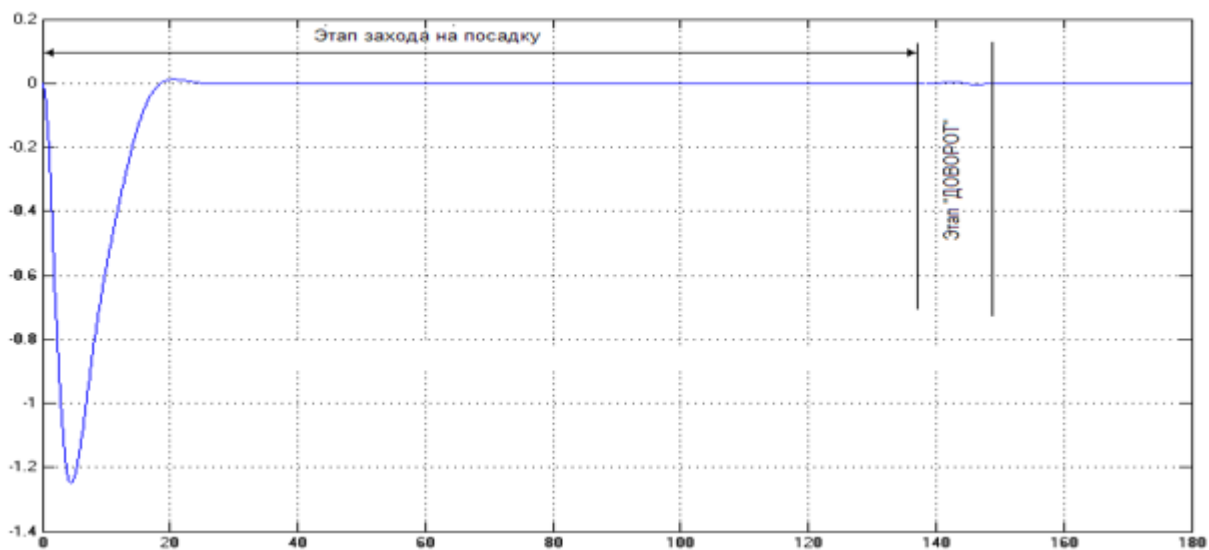


Рис. 5.9

На рис.5.10. показаний этап «Доворот»

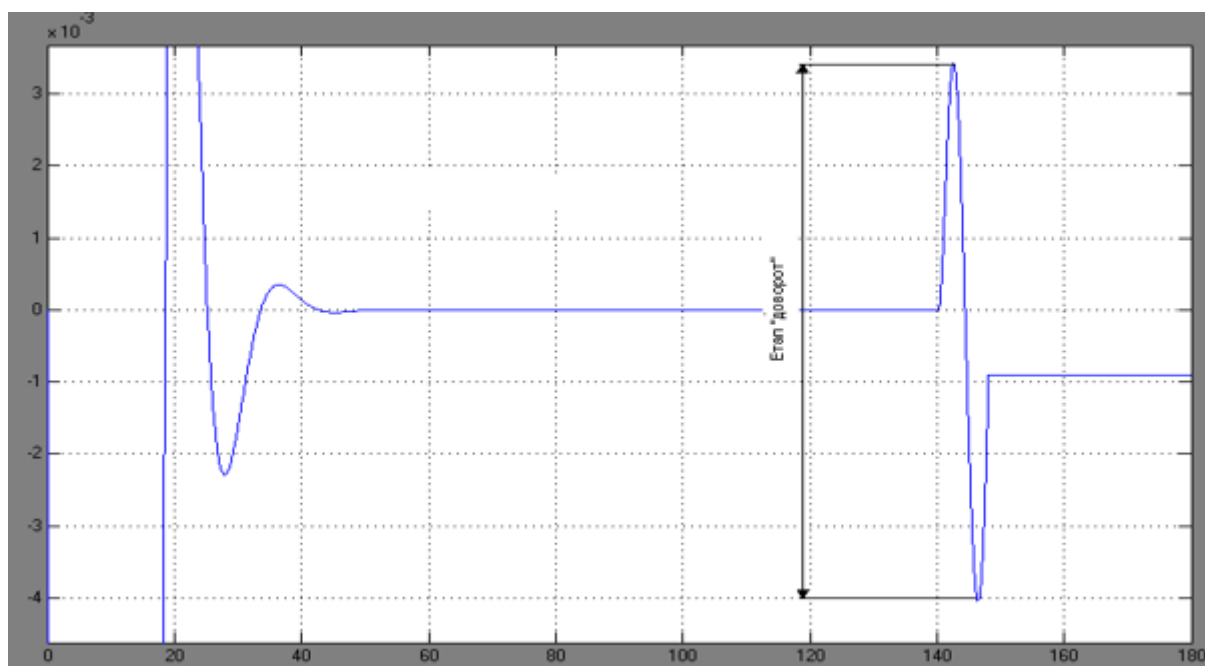


Рис. 5.10

На малюнку 5.11. показано як змінюється курс в процесі заходу на посадку

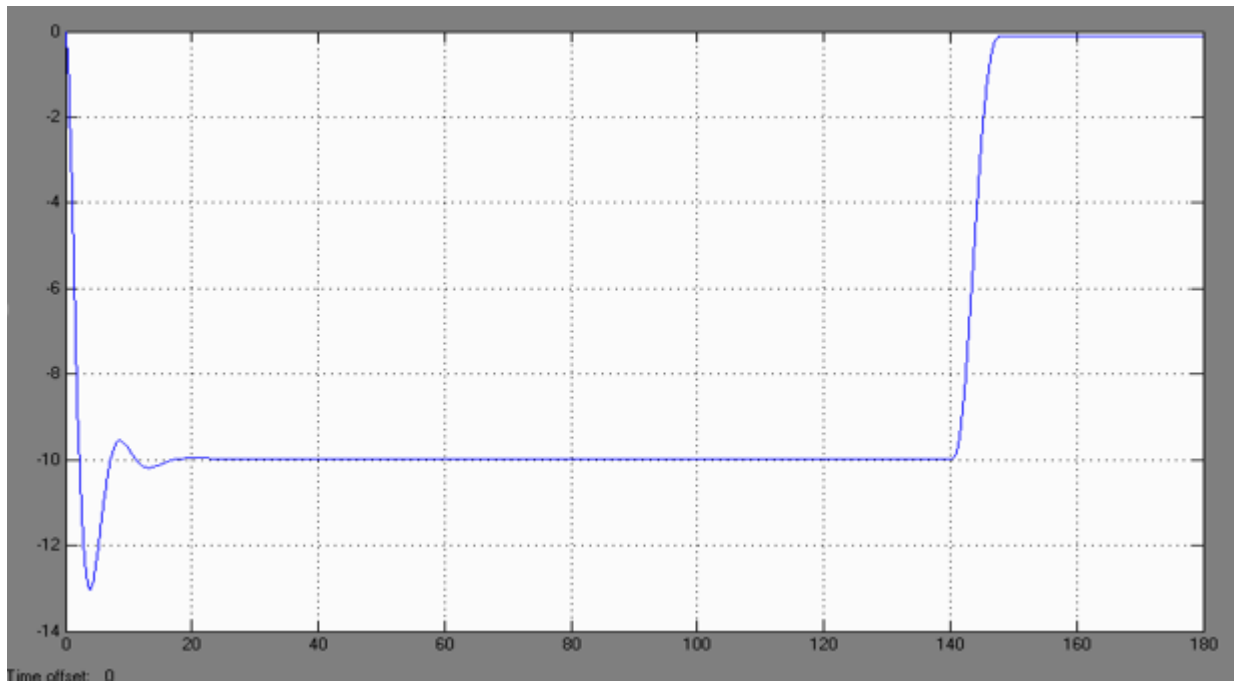


Рис. 5.11

На рис.5.11. Показана зміна кута крену в процесі заходу на посадки на етапі доворота. З малюнка чудово видно ,що доворот здійснюється через 150мс після початку заходу на посадку і що крен становить трохи більше 5 градусів

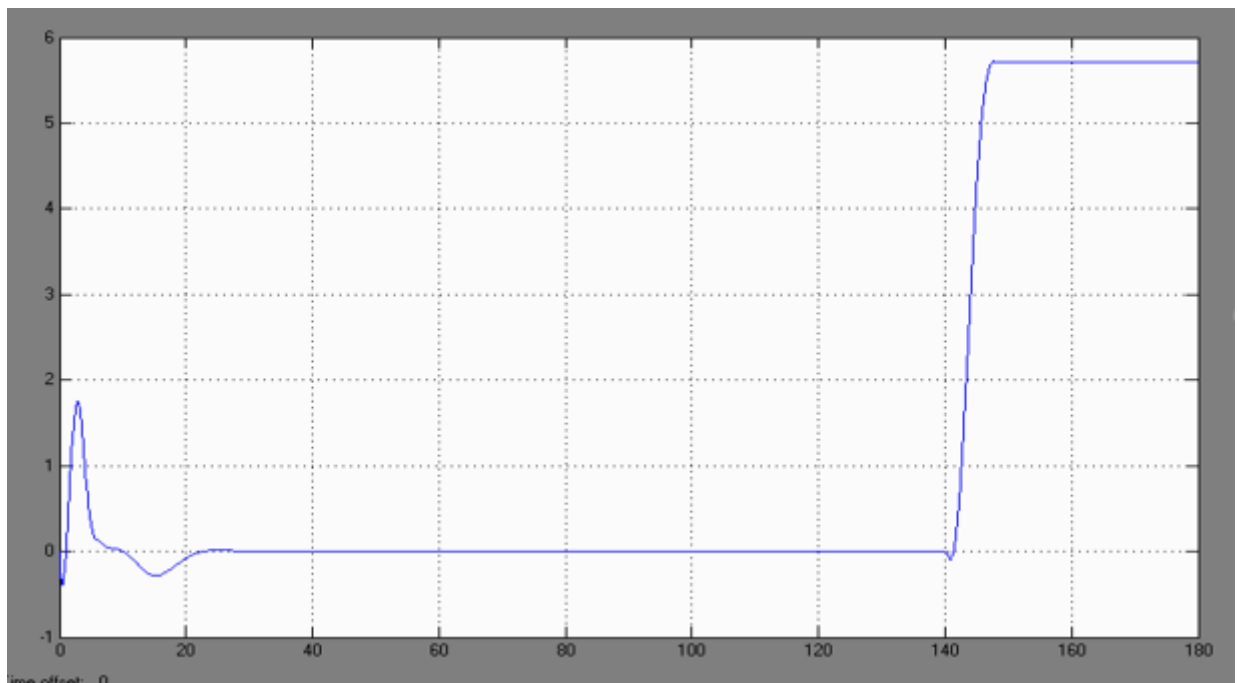


Рис. 5.12

На рис.5.13. показана зміна висоти польоту

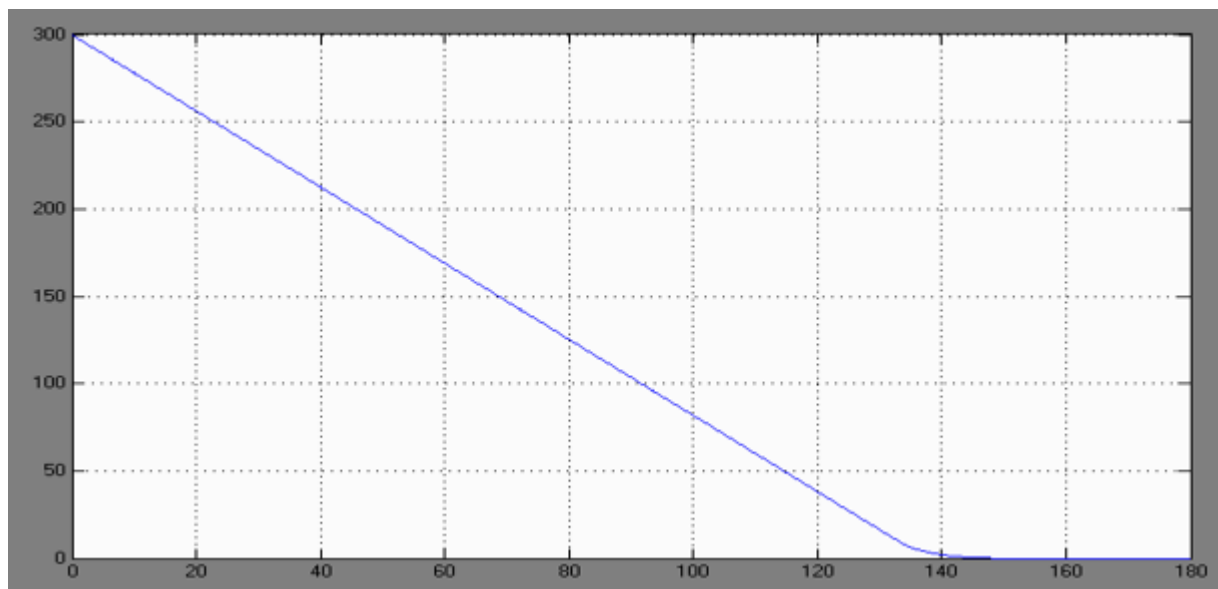


Рис. 5.13

З рис.5.14. видно що приблизна висота початку маневру доворота складає 1.5м при часі початку маневру 150мс

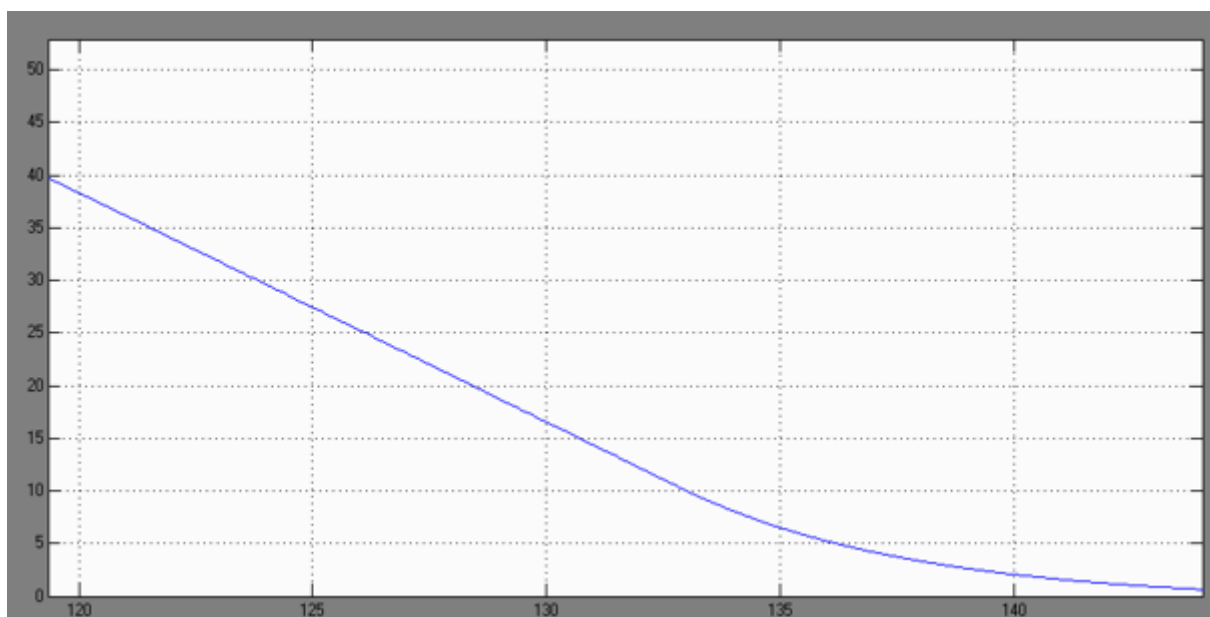


Рис. 5.14

На рис. 5.15. ми змінюємо кут зносу який використовується в моделі ЛА як вітрова обурююча дія. Кут ставимо 5 градусів. Простежимо за зміною: З графіка відхилення від осі ЗПС літального апарата видно що процес відхилення зменшився

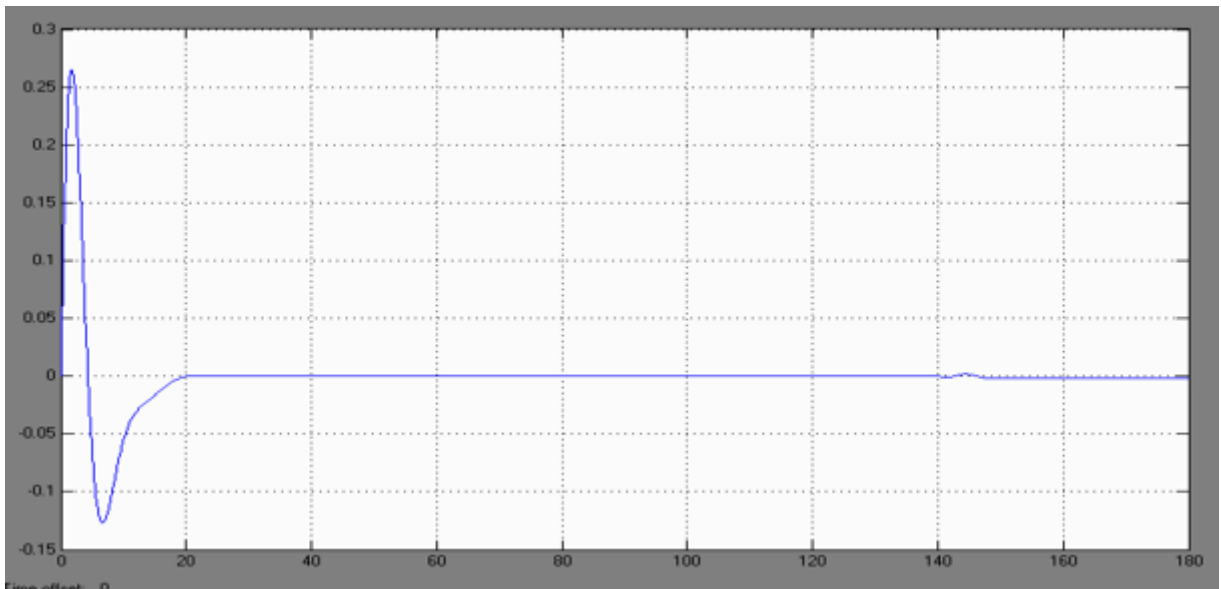


Рис. 5.15

на рис 5.16. захід ЛА на посадку

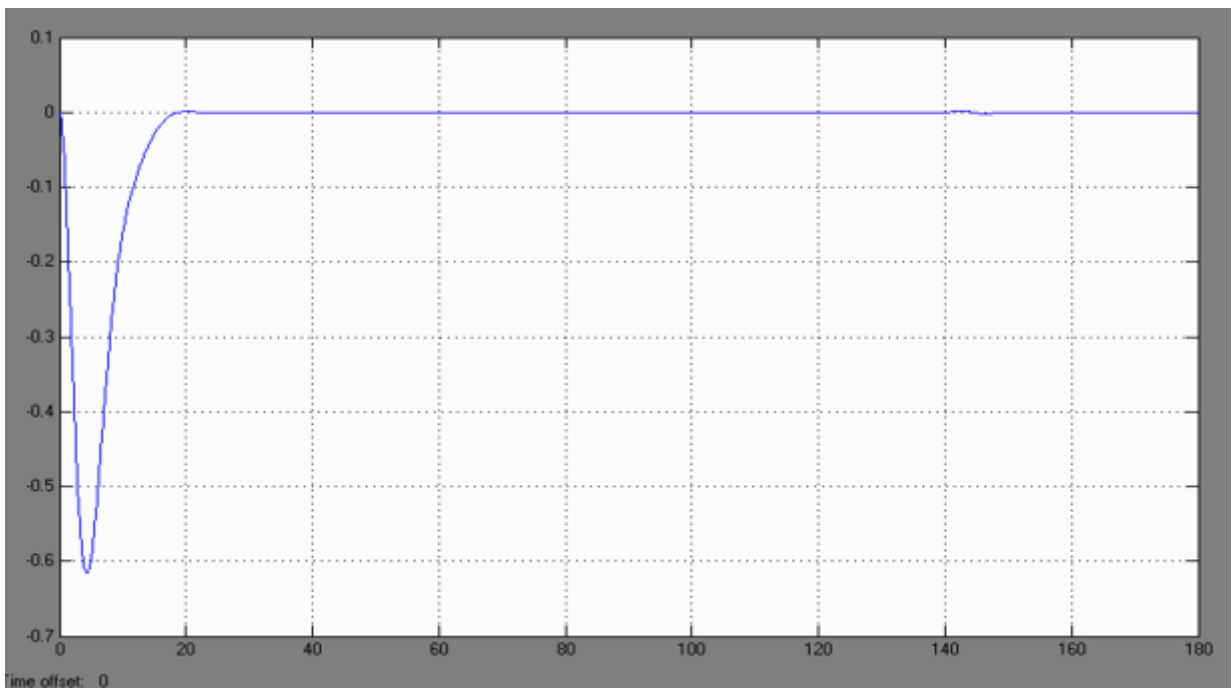


Рис. 5.16

на рис 5.17.етап «Доворот»

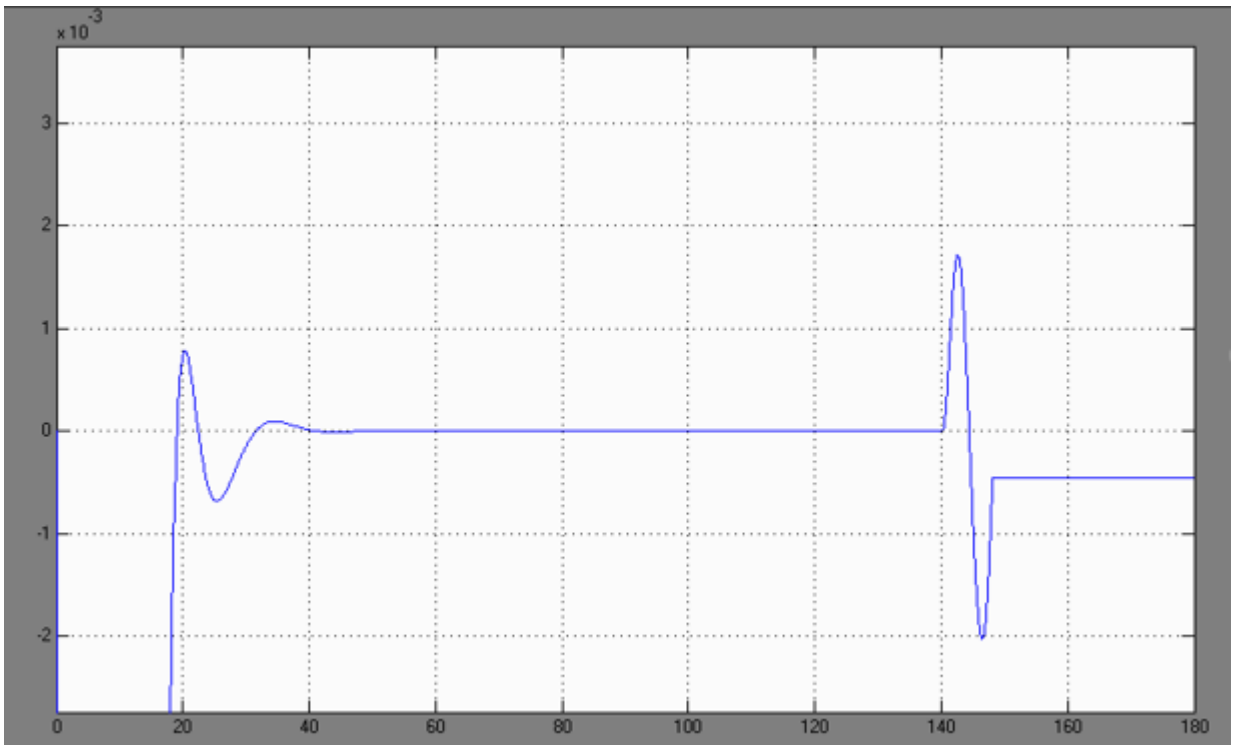


Рис. 5.17

на рис 5.18. зміна курсу в процесі заходу на посадку

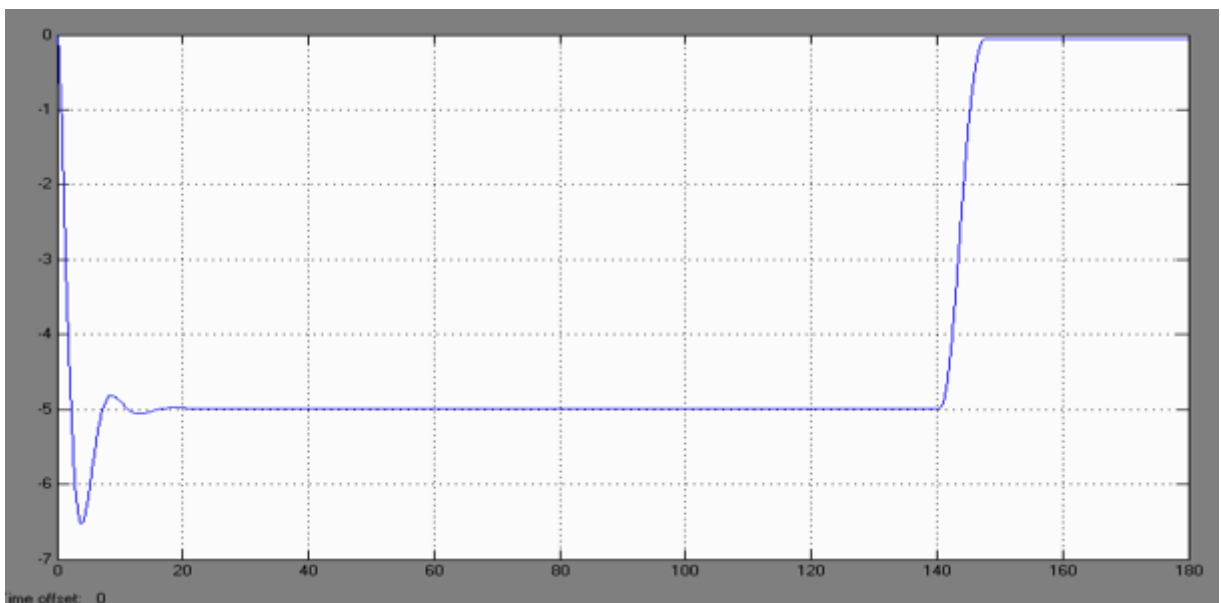


Рис. 5.18

У завершенні можна сказати що зменшення кута зносу позитивно впливає на всі процеси, тобто зменшується кут крену, кут зносу ЛА, зміна курсу, відхилення від осі ЗПС. В результаті моделювання було отриманий час включення етапу «доворот», що складає 15 секунд. У точці приземлення вертикальна швидкість $V_{у\text{приз}}$ не перевищує $1,5 \text{ м/с}$. Тому висота включення режиму «доворот» складає 1.5м.

РОЗДІЛ 6

ОБҐРУНТУВАННЯ І ВИБІР ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПІ „ДОВОРІТ”

Управління в бічному каналі формується за інформацією про відхилення літака від рівносигнальної зони курсового радіомаяка ε_k . Наприклад, для системи автоматичного управління САУ-1Т літака АН-22 закон управління в каналі елеронів на етапі заходу на посадку має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = \frac{1}{T_{\phi} p + 1} \left(K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + \frac{p}{T_{\phi 2} p + 1} K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k \right) + F_{\psi} \Delta \psi + K_{\gamma} \gamma + K_{\omega_x} \omega_x, \quad (6.1)$$

тут F_{ψ} – функція з зоною нечутливості $\pm 17^\circ$.

Сигнал $\Delta \psi = \psi - \psi_{зпс}$ у законі управління ізодрумується або взагалі відключається, як у законі управління (6.1), при незначних відхиленнях літака від курсу ЗПС. Це підвищує точність стабілізації центра мас літака на заданій траєкторії при дії бічного вітру, оскільки звільнення курсу від необхідності точної стабілізації дозволяє літаку парировати вітрові збурення розворотом на вітер, утримуючи центр мас на рівно сигнальній зоні КРМ. Величина цієї зони дорівнює не більше $\pm 15 \dots 18^\circ$, оскільки на етапі приземлення літак повинний встигнути розвернути поздовжню вісь за напрямком ЗПС. Аналогічний закон управління використовується в системі управління ВСУП-85 літака ІЛ-96-300 на етапі виходу на курсову зону, де задане значення кута крену формується як

$$\gamma_z = F_{\Gamma}^{\gamma} \left(K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + \frac{p}{T_{\varepsilon_k} p + 1} K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k \right) + K_{\psi} F_{\psi} \Delta \psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta \psi, \quad (6.2)$$

тут у границях зони обмеження сигнал $\Delta \psi$ не відключається, а ізодрумується; F_{Γ}^{γ} – функція обмеження заданого кута крену, змінює максимально припустимий кут крену з 30° на висоті 400 м до 2° на висоті 3 м.

Для забезпечення структурної стійкості контуру управління в закон управління вводиться сигнал похідної $p\varepsilon_k$. Для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигналу ε_k в законах управління передбачається фільтрація керуючого сигналу.

Точностні характеристики контурів управління забезпечуються або формуванням інтегральної складової закону управління як, наприклад, в СТУ-154 або за рахунок використання сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком, як у законі управління (6.1).

У деяких системах, наприклад, в АБСУ-145м для підвищення точності ізодромуванню підлягає й сигнал поточного кута крену.

Управління при виході на курсову зону реалізується відповідно до закону управління (6.2).

На етапі стабілізації курсової зони управління реалізується за інформацією про лінійне бічне відхилення від рівносигнальної зони курсового маяка z та про швидкість зміни бічного відхилення від заданої траєкторії \dot{z} за законом управління

$$\gamma_z = F_\gamma \left(K_z \frac{(z + K_{\text{фк}} p z)}{T_{\text{фк}} p + 1} + K_{\dot{z}} p z \right) + K_\psi F_\psi \Delta\psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta\psi$$

Сигнал лінійного бічного відхилення формується на основі співвідношення

$$z = \varepsilon_k L_{\text{крм}} ;$$

де $L_{\text{крм}}$ вимірюється дальномірним каналом системи посадки *MLS*, або для інших систем посадки розраховується як

$$L_{\text{крм}} \approx L_{\text{трм}} + L_{\text{кг}} ;$$

тут $L_{\text{кг}}$ – відстань між КРМ і ГРМ, що дорівнює 3700 м.

$L_{\text{трм}}$ – дальність до глісадного маяка, яка обчислюється за формулою

$$L_{\text{трм}} = \frac{H}{\text{tg}\Theta_\Gamma} ,$$

де H – істина висота польоту по глісаді, яку отримують шляхом комплексної обробки інформації від системи повітряних сигналів і радіовисотоміра, ця інформація використовується також для змін обмежень F_γ сигналу γ_z в законі управління; \cup_Γ – стандартний кут нахилу глісади планерування

$$\text{tg}\Theta_\Gamma \approx \Theta_\Gamma = \frac{1}{19,08} .$$

Швидкість зміни лінійного бічного відхилення від заданої траєкторії \mathbb{Z} , що використовується в цьому алгоритмі, отримують шляхом комплексної обробки інформації інерціальної системи (сигнали $V_x, \Delta\psi$) та інформації КРМ (сигнал ε_k).

Сигнал похідної \mathbb{Z} формується за двома вітками: низькочастотною та високочастотною.

У високочастотній вітки сигнал швидкості \mathbb{Z}_1 отримують шляхом диференціювання Z

$$\mathbb{Z}_1 = \frac{p}{T_{\mathbb{Z}} p + 1} z$$

Потім сигнал \mathbb{Z}_1 обмежується і надходить на вхід фільтра з передаточною функцією

$\frac{1}{T_a p + 1}$ (стала часу $T_{\mathbb{Z}}$ набагато менше в порівнянні зі сталою часу T_a). На частотах нижче $\frac{1}{T_a}$ сигнал швидкості \mathbb{Z}_1 пропускається, а при більш високих послаблюється.

Таким чином фільтрується високочастотна завада КРМ і виділяється сигнал \mathbb{Z}_1^k .

У низькочастотній вітки сигнал \mathbb{Z}_2 наближено зв'язується з відхиленням шляхового кута від курсу ЗПС співвідношенням

$$\mathbb{Z}_2 \cong -\frac{\Delta\psi}{57,3} V_x$$

і надходить на вхід ланки з передаточною функцією $\frac{T_a p}{T_a p + 1}$, формуючи сигнал \mathbb{Z}_2^k . У результаті низькочастотний дрейф інерціальної системи не проявляється, тобто в сигналі \mathbb{Z}_2^k відсутня постійна складова.

Результуючий сигнал швидкості відхилення від курсової зони

$$\mathbb{Z}_k = \mathbb{Z}_1^k + \mathbb{Z}_2^k = \mathbb{Z}_1 \frac{1}{T_a p + 1} + \mathbb{Z}_2 \frac{T_a p}{T_a p + 1} = \mathbb{Z}$$

у значній мірі звільняється від завад курсового маяка, а також від дрейфу інерціальної системи.

Сигнал \mathbb{Z}_k використовується в алгоритмах, по-перше, як демпфіруючий сигнал і, по-друге, для компенсації запізнення, що вноситься при фільтрації завад сигналу

$z = \varepsilon_k L_{крм}$ аперіодичним фільтром $\frac{1}{T_{фк}p+1}$ (див. закон управління) Таким чином, корисний сигнал пропускається без спотворень, а завада курсового маяка, особливо високочастотна, фільтрується.

6.1. Аналіз двох варіантів показує що на етапі заходу на посадку реалізується методика краба

При посадці в умовах стаціонарного бічного вітру повздожня вісь літака розвернута відносно осі ЗПС на кут зносу, але при приземленні вони повинні співпадати. Таким чином задачею управління в бічному каналі на етапі приземлення є поворот осі літака на кут ЗПС безпосередньо перед дотиком до ЗПС. Оскільки управління креном поблизу землі небезпечно, то управління в системі ВСУП-85 здійснюється через руль направлення. Елерони при цьому працюють у режимі парирування бічного знесення (крен на вітер). Але при цьому повинно мати місце обмеження на кут крену (кут крену не більш 5°)

Закони управління елеронами та рулем направлення на етапі приземлення перед дотиком до ЗПС при цьому мають бути такими:

$$\delta_n = \frac{K_\psi}{T_\phi p + 1} (\psi - \psi_{впп}) + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y$$

тобто літак повільно (через наявність аперіодичного фільтру) починає поворот на кут ЗПС.

В каналі елеронів формується закон управління

$$\delta_\varepsilon = F_{обм} \left[(K_\beta \beta + K_{\delta_n} \delta_n - K_\gamma \gamma) + K_z \frac{(z + K_{фк} p z)}{T_{фк} p + 1} + K_{\omega_x} p z \right] + K_{\omega_x} \omega_x$$

Тут $F_{огр}$ обмежувач граничного кута крену в 5° ; Складова забезпечує інваріантну компенсацію бічних сил що з'являються при ковзанні і при відхиленні

керма на пряму шляхом нахилу літака. Складові $K_z \frac{(z + K_{фк} p z)}{T_{фк} p + 1} + K_{\omega_x} p z$ «підчищають» помилку стабілізації літака на осі ЗПС

Таким чином, на етапі «Доворот» літак за допомогою керма напряду починає розгортатися на вісь ЗПС. За наявності бічного вітру з'являється ковзання і відповідна йому бічна сила Z , яка намагається зносити літак з осі ЗПС. Тому синхронно з розворотом літак починає нахилитися, створюючи при цьому силу $Z(\odot) = Y_a \sin$ - складова підйомної сили, яка компенсує силу Z . При відхиленні керма напряду так само з'являється сила Z , яка також повинна компенсуватися додатковим кутом крену. При неточній компенсації бічних сил літак все ж таки буде зносити з ЗПС, тому при появі відхилень від осі ЗПС додаткові складові закону управління усувають ці відхилення.

Алгоритм “Доворот” підключається в роботі на висоті 1.5, а перемикається на алгоритм “Пробіг” після дотику до ЗПС за інформацією про обтиснення стоїк шасі. За основний інформаційний засіб наведення на вісь ЗПС на етапі “пробігу” використовують курсовий канал міжнародної системи посадки MLS, ILS. Для збільшення демпфіруючого сигналу при наближенні літака до кінця ЗПС в закон управління вводиться сигнал кутової швидкості рискання, величина якого збільшується у міру наближення до торця ЗПС. Закон управління в каналі руля направлення на етапі пробігу може бути поданий у вигляді

$$\delta_n = \frac{1}{T_{\varepsilon_k} p + 1} \left(K_{\varepsilon_k} + \frac{K_{\tilde{\varepsilon}_k}}{p} \right) \varepsilon_k + K_{\psi} \frac{T_{\psi} p}{T_{\psi} p + 1} (\psi - \psi_{зпс}) + K_{\omega_y} p \psi + \left(K_{n_z} + \frac{K_{\tilde{n}_z}}{p} \right) \frac{n_z}{T_{n_z} p + 1}$$

Одразу після вмикання режиму “Доворот” літак розвертає поздовжню вісь за напрямком ЗПС, а після дотику до ЗПС перевага віддається астатичної стабілізації центра мас на осі ЗПС (на рівно сигнальній зоні КРМ), а сигнал $\psi - \psi_{зпс}$ поступово анулюється через ізодромну ланку, що дозволяє літаку на етапі пробігу компенсувати бічний вітер.

РОЗДІЛ 7

СИНТЕЗ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ

Основою синтезу будь-якого контуру автоматичного управління є математично модель об'єкта управління, у нашому випадку це математична модель ЛА, яка повинна бути придатною для проведення синтезу контурів управління ЛА при польоті по маршруту, а також для проведення досліджень контурів автоматичного управління шляхом математичного моделювання динаміки польоту ЛА цього типу. Для таких цілей зазвичай використовують лінійні математичні моделі.

7.1. Розробка математичної моделі поздовжнього руху літака

До поздовжнього руху відносять рух ЛА у вертикальній площині без крену та ковзання при нейтральному положенні руля напрямлення й органів управління креном (елеронів). При цьому відбуваються два поступальних та один обертальний рух. Поступальний рух здійснюється вздовж вектора швидкості та по нормалі до нього, а обертальний рух відбувається навколо поперечної осі OZ. Поздовжній рух характеризується кутом атаки α , кутом нахилу траєкторії θ , кутом тангажа γ , швидкістю V та висотою польоту H , а також кутом відхилення руля висоти δ_v і тягою P силової установки.

7.1.1. Відокремлення рівнянь поздовжнього руху від повної системи рівнянь просторового руху. Система рівнянь поздовжнього руху літака.

Замкнена система рівнянь, яка описує поздовжній рух літака, може бути відділена з повної системи рівнянь за умов, що параметри бічного руху, а також кути відхилення органів управління δ_e , δ_n дорівнюють нулю. Тоді система рівнянь, що описує ізольований поздовжній рух літака, зводиться до вигляду:

$$\begin{aligned}
m\dot{V} &= P \cos\alpha - X_a - mg \sin\Theta; \\
mV\dot{\Theta} &= P \sin\alpha + Y_a - mg \cos\Theta; \\
I_z\dot{\omega}_z &= M_z; \\
\dot{\mathfrak{D}} &= \omega_z; \\
\alpha &= \mathfrak{D} - \Theta; \\
\dot{H} &= V \sin\Theta,
\end{aligned}$$

(7.1)

де $mg = G$, g - прискорення вільного падіння.

Кінематичне співвідношення $\alpha = \mathfrak{D} - \Theta$ отримане з першого геометричного рівняння після перетворення його за формулою віднімання аргументів тригонометричних функцій. Останнє рівняння не впливає на інші рівняння системи, тому система може розглядатись без нього.

Система рівнянь (7.1) нелінійна, оскільки містить у собі добутки змінних і тригонометричні залежності, а також вирази для аеродинамічних сил і моментів як нелінійні функції польоту.

Для отримання спрощеної лінійної моделі руху літака потрібно ввести додаткові припущення та лінеаризувати вихідні рівняння.

7.1.2. Вивід лінеаризованих рівнянь на основі повної системи рівнянь ізольованого поздовжнього руху

Для лінеаризації нелінійної системи рівнянь (7.1) необхідно призначити незбурений (програмний) рух. За програмний рух, як правило, обирається режим прямолінійного горизонтального польоту з постійною швидкістю. Незбуреному руху відповідає вихідна система рівнянь при певних початкових умовах:

$$\begin{aligned}
m\dot{V}_0 &= P_0 \cos\alpha_0 - X_{a0} - mg \sin\Theta_0; \\
mV_0\dot{\Theta}_0 &= P_0 \sin\alpha_0 + Y_{a0} - mg \cos\Theta_0; \\
I_z\dot{\omega}_{z0} &= M_{z0}; \\
\dot{\mathfrak{D}}_0 &= \omega_{z0}; \\
\alpha_0 &= \mathfrak{D}_0 - \Theta_0; \\
\dot{H}_0 &= V_0 \sin\Theta_0.
\end{aligned}$$

(7.2)

Параметри збуреного руху необхідно подати як суму параметрів незбуреного руху та малих відхилень.

$$\begin{aligned}
 V &= V_0 + \Delta V; & P &= P_0 + \Delta P; & X_a &= X_{a0} + \Delta X_a; \\
 Y_a &= Y_{a0} + \Delta Y_a; & M_z &= M_{z0} + \Delta M_z; & \Theta &= \Theta_0 + \Delta \Theta; \\
 \mathfrak{B} &= \mathfrak{B}_0 + \Delta \mathfrak{B}; & \alpha &= \alpha_0 + \Delta \alpha; & \delta_B &= \delta_{B0} + \Delta \delta_B; \\
 \delta_p &= \delta_{p0} + \Delta \delta_p; & H &= H_0 + \Delta H.
 \end{aligned}
 \tag{7.3}$$

Оскільки похідні від параметрів незбуреного руху (від величин постійних) дорівнюють нулю, то очевидні співвідношення:

$$\dot{V} = \Delta \dot{V}; \quad \dot{\mathfrak{B}} = \Delta \dot{\mathfrak{B}}; \quad \dot{\alpha} = \Delta \dot{\alpha}; \quad \dots$$

Для подання нелінійних залежностей вихідної системи рівнянь у вигляді (3) розкладемо ці функції в ряд Тейлора, обмежуючись тільки лінійними членами розкладання. Частинні похідні, що входять у вирази для ступеневих рядів, визначаються в точці, яка відповідає незбуреному руху. В аеродинаміці прийнято позначати їх з верхнім індексом, що відповідає параметру, від якого береться похідна.

Наприклад:

$$\frac{\partial Y_a}{\partial \alpha} = Y_a^\alpha; \quad \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = M_z^\alpha.$$

Розкладання нелінійних залежностей в ряд Тейлора з урахуванням

$$X_a = X_a(V, H, \alpha); \quad Y_a = Y_a(V, H, \alpha);$$

$$M_z = M_z(V, H, \alpha, \omega_z, \delta_B);$$

$$P = P(V, H, \delta_p)$$

$$\begin{aligned}
 Y_a &= Y_{a0} + Y_a^V \Delta V + Y_a^H \Delta H + Y_a^\alpha \Delta \alpha; \\
 X_a &= X_{a0} + X_a^V \Delta V + X_a^H \Delta H + X_a^\alpha \Delta \alpha; \\
 M_z &= M_{z0} + M_z^V \Delta V + M_z^H \Delta H + M_z^\alpha \Delta \alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + M_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \\
 &\quad + M_z^{\delta_B} \Delta \delta_B; \\
 P \cos \alpha &= P_0 \cos \alpha_0 + (P^V \cos \alpha_0) \Delta V + (P^H \cos \alpha_0) \Delta H + (P^{\delta_p} \cos \alpha_0) \Delta \delta_p - \\
 &\quad - (P_0 \sin \alpha_0) \Delta \alpha; \\
 P \sin \alpha &= P_0 \sin \alpha_0 + (P^V \sin \alpha_0) \Delta V + (P^H \sin \alpha_0) \Delta H + (P^{\delta_p} \sin \alpha_0) \Delta \delta_p + \\
 &\quad + (P_0 \cos \alpha_0) \Delta \alpha; \\
 mg \sin \Theta &= mg \sin \Theta_0 + (mg \cos \Theta_0) \Delta \Theta = (mg \cos \Theta_0) \Delta \Theta; \\
 mg \cos \Theta &= mg \cos \Theta_0 - (mg \sin \Theta_0) \Delta \Theta = mg \cos \Theta_0; \\
 V \sin \Theta &= V_0 \sin \Theta_0 + (\sin \Theta_0) \Delta V + (V_0 \cos \Theta_0) \Delta \Theta = (V_0 \cos \Theta_0) \Delta \Theta; \\
 m V \dot{\Theta} &= m V_0 \dot{\Theta}_0 + (m V_0) \Delta \dot{\Theta} + (m \dot{\Theta}_0) \Delta V = m V_0 \Delta \dot{\Theta}.
 \end{aligned}$$

(7.4)

Підставимо отримані вирази (7.4) у вихідну систему (7.1), віднімемо з цих рівнянь рівняння незбуреного руху (7.2). Для запису системи диференціальних рівнянь у формі Коші розділимо перше рівняння на m , друге на mV_0 , а третє на I_z .

Після зведення подібних членів отримаємо рівняння поздовжнього руху у малих відхиленнях:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_x^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_x^H \Delta H &= \bar{a}_x^{\delta_p} \Delta \delta_p; \\
 \Delta \dot{\Theta} + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_y^H \Delta H &= \bar{a}_y^{\delta_p} \Delta \delta_p; \\
 \Delta \dot{\omega}_z + \bar{a}_{m_z}^V \Delta V + \bar{a}_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{a}_{m_z}^H \Delta H &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B; \\
 \Delta \dot{\Theta} &= \Delta \omega_z; \\
 \Delta \alpha &= \Delta \Theta - \Delta \Theta; \\
 \Delta \dot{H} + \bar{a}_H^V \Delta V + \bar{a}_H^\Theta \Delta \Theta &= 0.
 \end{aligned} \tag{7.5}$$

Коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь мають вигляд:

$$\begin{aligned}
\bar{a}_x^V &= \frac{1}{m}(X_a^V - P^V \cos \alpha_0); & \bar{a}_x^\alpha &= \frac{1}{m}(X_a^\alpha + P_0 \sin \alpha_0); & \bar{a}_x^\theta &= g \cos \Theta_0; \\
\bar{a}_x^H &= \frac{1}{m}(X_a^H - P^H \cos \alpha_0); & \bar{a}_x^{\delta_p} &= \frac{1}{m}P^{\delta_p} \cos \alpha_0; \\
\bar{a}_y^V &= -\frac{1}{mV_0}(Y_a^V + P^V \sin \alpha_0); & \bar{a}_y^\alpha &= -\frac{1}{mV_0}(Y_a^\alpha + P_0 \cos \alpha_0); \\
\bar{a}_y^\Theta &= -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0; & \bar{a}_y^H &= -\frac{1}{mV_0}(Y_a^H + P^H \sin \alpha_0); & \bar{a}_y^{\delta_p} &= \frac{1}{mV_0}P^{\delta_p} \sin \alpha_0; \\
\bar{a}_{m_z}^V &= -\frac{M_z^V}{I_z}; & \bar{a}_{m_z}^\alpha &= -\frac{M_z^\alpha}{I_z}; & \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} &= -\frac{M_z^{\dot{\alpha}}}{I_z}; & \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} &= -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z}; & \bar{a}_{m_z}^H &= -\frac{M_z^H}{I_z}; \\
\bar{a}_{m_z}^{\delta_B} &= \frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}; & \bar{a}_H^V &= -\sin \Theta_0; & \bar{a}_H^\Theta &= -V_0 \cos \Theta_0.
\end{aligned} \tag{7.6}$$

Коефіцієнти обумовлюють зміни аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна при змінах густини повітря з висотою польоту. При малих відхиленнях із висоти ΔH можна знехтувати складовими , що тільки спрощує математичну модель, оскільки кінематичне рівняння

$$\Delta \dot{H} + \bar{a}_H^V \Delta V + \bar{a}_H^\Theta \Delta \Theta = 0$$

не впливає на останні рівняння системи , тому вони можуть розглядатись окремо. Крім того, можна нехтувати коефіцієнтом , зважаючи на його малість. Перетворимо систему рівнянь (5). Після диференціювання співвідношення $\Delta \alpha = \Delta \vartheta - \Delta \theta$ та підставлення в нього можна з урахуванням другого рівняння системи (5) отримати

$$\Delta \dot{\alpha} = \Delta \dot{\omega}_z + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta \Theta. \tag{7.7}$$

Підставляючи у третє рівняння системи (5) і доповнюючи систему співвідношенням (7.7), отримаємо з урахуванням зроблених вище припущень:

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_x^\Theta \Delta \Theta &= \bar{a}_x^{\delta_p} \Delta \delta_p; \\
\Delta \dot{\Theta} + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta \Theta &= 0; \\
\Delta \dot{\omega}_z + \bar{a}_{m_z}^V \Delta V + \bar{a}_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_{m_z}^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B; \\
\Delta \dot{\alpha} - \bar{a}_y^V \Delta V - \bar{a}_y^\alpha \Delta \alpha - \bar{a}_y^\Theta \Delta \Theta - \Delta \omega_z &= 0.
\end{aligned} \tag{7.8}$$

Коефіцієнти третього рівняння системи (7.8) перераховуються за формулами:

$$\begin{aligned}\bar{a}_{m_z}^V &= \bar{a}_{m_z}^V + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^V; \\ \bar{a}_{m_z}^\alpha &= \bar{a}_{m_z}^\alpha + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^\alpha; \\ \bar{a}_{m_z}^\Theta &= \bar{a}_{m_z}^{\dot{\Theta}} \bar{a}_y^\Theta; \\ \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} &= \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}}.\end{aligned}\tag{7.9}$$

У теорії автоматичного керування прийнято записувати математичні моделі в безрозмірній формі, тобто, вводити відносні (безрозмірні) координати. При цьому попередньо необхідно обрати базові значення змінних величин.

Обираючи за базове значення для кутових параметрів величину в один радіан, а для швидкості польоту величину V_0 , отримаємо:

$$\bar{V} = \frac{\Delta V}{V_0}; \quad \bar{\Theta} = \Delta \Theta; \quad \bar{\alpha} = \Delta \alpha; \quad \bar{\vartheta} = \Delta \vartheta; \quad \bar{\delta}_B = \Delta \delta_B; \quad \bar{\delta}_p = \Delta \delta_p.$$

У подальшому риску над позначенням безрозмірних параметрів будемо пропускати. Для переходу до безрозмірних координат помножимо та поділимо кожний член, що утримує ΔV та похідну від ΔV , на V_0 , а обидві частини першого рівняння поділимо на V_0 . Внаслідок отримаємо:

$$\begin{aligned}\dot{\bar{V}} + a_x^V \bar{V} + a_x^\Theta \bar{\Theta} + a_x^\alpha \bar{\alpha} &= a_x^{\delta_p} \bar{\delta}_p; \\ \dot{\bar{\Theta}} + a_y^V \bar{V} + a_y^\Theta \bar{\Theta} + a_y^\alpha \bar{\alpha} &= 0; \\ \dot{\bar{\omega}}_z + a_{m_z}^V \bar{V} + a_{m_z}^\Theta \bar{\Theta} + a_{m_z}^{\omega_z} \bar{\omega}_z + a_{m_z}^\alpha \bar{\alpha} &= a_{m_z}^{\delta_B} \bar{\delta}_B; \\ \dot{\bar{\alpha}} - a_y^V \bar{V} - a_y^\Theta \bar{\Theta} - \bar{\omega}_z - a_y^\alpha \bar{\alpha} &= 0.\end{aligned}\tag{7.10}$$

Коефіцієнти математичної моделі (7.10), з урахуванням (7.6), (7.9) та співвідношень для аеродинамічних сил і моментів, мають вигляд:

$$\begin{aligned}
a_x^V &= \bar{a}_x^V = \frac{1}{\tau_a} (c_{x_a} + \frac{V_0 c_{x_a}^V}{2}) - \frac{P^V \cos \alpha_0}{m}; & \bar{a}_x^\Theta &= \frac{\bar{a}_x^\Theta}{V_0} = \frac{g \cos \Theta_0}{V_0}; \\
a_x^\alpha &= \frac{\bar{a}_x^\alpha}{V_0} = \frac{c_{x_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \sin \alpha_0}{mV_0}; & a_x^{\delta_p} &= \frac{\bar{a}_x^{\delta_p}}{V_0} = \frac{P^{\delta_p}}{mV_0} \cos \alpha_0; \\
a_y^V &= \bar{a}_y^V V_0 = -\frac{1}{\tau_a} (c_{y_a} + \frac{V_0 c_{y_a}^V}{2}) - \frac{P^V \sin \alpha_0}{m}; \\
a_y^\alpha &= \bar{a}_y^\alpha = -(\frac{c_{y_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \cos \alpha_0}{mV_0}); & a_y^\Theta &= \bar{a}_y^\Theta = -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0; \\
a_{m_z}^V &= \bar{a}_{m_z}^V V_0 = -\chi (m_z^V V_0 + 2m_z + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^V); & a_{m_z}^{\delta_B} &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} = \chi m_z^{\delta_B}; \\
a_{m_z}^\alpha &= \bar{a}_{m_z}^\alpha = -\chi (m_z^\alpha + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha); & a_{m_z}^{\omega_z} &= \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} = -\chi \frac{b_A}{V_0} (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}); \\
a_{m_z}^\Theta &= \bar{a}_{m_z}^\Theta = -\chi \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\Theta; & \tau_a &= \frac{m}{\rho_0 V_0 S}; & \chi &= \frac{\rho_0 V_0^2 S b_A}{2I_z};
\end{aligned} \tag{7.11}$$

Тут похідні з безрозмірних кутових швидкостей:

$$\bar{\alpha} = \frac{b_A}{V_0} \dot{\alpha}; \quad \bar{\omega}_z = \frac{b_A}{V_0} \dot{\omega}_z.$$

Далі, застосовуючи перетворення Лапласа до системи (7.10) при нульових початкових умовах, отримаємо математичну модель поздовжнього руху літака в операційній формі:

$$\begin{aligned}
(p + a_x^V) V(p) + a_x^\Theta \Theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) &= a_x^{\delta_p} \delta_p(p); \\
a_y^V V(p) + (p + a_y^\Theta) \Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\
a_{m_z}^V V(p) + a_{m_z}^\Theta \Theta(p) + (p + a_{m_z}^{\omega_z}) \omega_z(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B(p); \\
-a_y^V V(p) - a_y^\Theta \Theta(p) - \omega_z(p) + (p - a_y^\alpha) \alpha(p) &= 0.
\end{aligned} \tag{7.12}$$

При отриманні рівнянь поздовжнього короткоперіодичного руху вважають незалежність цього руху від швидкості польоту. Зауважимо, що для програмного

горизонтального польоту $\sin \Theta_0 = 0$, а, отже, коефіцієнти $a_y^\Theta = -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0 = 0$;
 $a_{m_z}^\Theta = -\chi \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\Theta = 0$.

Враховуючи ці умови, система рівнянь, що описує поздовжній короткоперіодичний рух, набуває вигляду:

$$\begin{aligned} p\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\ (p + a_{m_z}^{\omega_z}) \omega_z(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B(p); \\ -\omega_z(p) + (p - a_y^\alpha) \alpha(p) &= 0. \end{aligned} \quad (7.13)$$

Перше рівняння системи (13) не впливає на інші тому може розглядатись окремо. Системі з двох рівнянь, що залишаються, відповідає характеристичне рівняння.

$$A(p) = p^2 + a_1 p + a_0 .$$

У довгоперіодичному русі кут атаки практично не змінюється, тому можна вважати $p\alpha \approx 0$, тоді $\omega_z \approx p\Theta$, а кут нахилу траєкторії змінюється повільно, отже, припускають $p\omega_z = p^2\Theta \approx 0$. При таких допущеннях система рівнянь, що описує довгоперіодичний рух набуває вигляду:

$$\begin{aligned} (p + a_x^V) V(p) + a_x^\Theta \Theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) &= a_x^{\delta_p} \delta_p(p); \\ a_y^V V(p) + p\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\ a_{m_z}^V V(p) + a_{m_z}^{\omega_z} p\Theta(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B(p). \end{aligned}$$

Цій системі відповідає характеристичне рівняння.

$$N(p) = n_2 p^2 + n_1 p + n_0 ,$$

Таким чином, поздовжній рух літака, що описується системою рівнянь (12), розпадається на дві складові, які рознесені за часом і частотою, що надає можливість їх роздільного дослідження.

7.2. Розрахунок коефіцієнтів математичної моделі поздовжнього руху

Коефіцієнти математичної моделі поздовжнього руху розраховують по його аеродинамічним параметрам і деяким ваговим і геометричним характеристикам. Поздовжні рухи описуються лінеаризованою системою рівнянь. Для розрахунку коефіцієнтів цих рівнянь необхідно знати деякі вагові та геометричні характеристики ЛА, а також його аеродинамічні коефіцієнти.

Нижче приведені характеристики поздовжнього каналу ЛА.

Геометричні розміри ЛА

1. Площа крила $S = 50 \text{ м}^2$.
2. Середня аеродинамічна хорда $b_a = 6 \text{ м}$.

Вагові характеристики ЛА

1. Маса ЛА $m = 30000 \text{ кг}$.
2. Момент інерції $I_z = 500000 \text{ Н} \cdot \text{с}^2 \cdot \text{м}$.

Аеродинамічні характеристики ЛА

1. $m_Z^{\delta_s} = -1,7$;
2. $m_Z^{\alpha} = -0,37$;
3. $m_Z^{\omega_z} = -1,5$;
4. $m_Z^{\dot{\alpha}} = -0,41$.

Параметри польоту

Швидкість ЛА відносно землі $V = 200 \text{ м/с}$;

Висота польоту $H = 1000 \text{ м}$.

Допоміжні коефіцієнти

Коефіцієнт аеродинамічної піднімальної сили $c_{ya} = 0,63$;

Коефіцієнт індуктивності $A = 0,125$;

Коефіцієнт сили лобового опору при нульовій піднімальній силі і хвильовий опір згущення повітря $c_{x0} = 0,018$;

Коефіцієнт залежності аеродинамічного моменту тангажа від швидкості польоту $m_Z^M = -0,075$;

Тяга двигуна на заданій швидкості $P_1 = 0,99$

Обчислюємо коефіцієнти сили лобового опору:

$$c_{xa} = c_{x0} + A * c_{ya}^2 = 0,068 ; \quad c_{ya}^V = 3.747 * 10^{-3} ;$$

$$c_{xa}^\alpha = 2 * A * c_y^\alpha = 1,15 ; \quad A^V = 4,527 * 10^{-4} ;$$

$$c_{x0}^V = 3.25 * 10^{-5} ; \quad c_{xa}^V = c_{x0}^V + A^V * c_{ya}^2 + 2 * A * c_{ya}^V = 1.149 * 10^{-3}$$

Розрахунок основних коефіцієнтів

$$\alpha = \frac{2 * m * g}{c_{ya} * \rho_H * V^2 * S} = 0.047 ; \quad \Theta = 0 .$$

$$1. \quad a_x^V = \frac{1}{\tau_a} \left(c_{xa} + \frac{V * c_{xa}}{2} \right) - \frac{P^V * \cos(\alpha)}{m} = 0.01318 ;$$

$$2. \quad a_x^\Theta = g * \frac{\cos(\Theta)}{V} = 0.04905 ;$$

$$3. \quad a_x^\alpha = \frac{c_{xa}^\alpha}{2 * \tau_a} + \frac{P_0 * \sin(\alpha)}{m * V} = 0.08745 ;$$

$$4. \quad P_{\delta p} = 1 \quad a_x^{\delta p} = \frac{P_{\delta p}}{m * V} * \cos(\alpha) = 0.0364 ;$$

$$5. \quad a_y^V = \frac{-1}{\tau_a} \left(c_{ya} + \frac{V * c_{ya}^V}{2} \right) - \frac{P^V * \sin(\alpha)}{m} = -0.01854 ;$$

$$6. \quad a_y^\alpha = - \left(\frac{c_{ya}^\alpha}{2 * \tau_a} + \frac{P_0 * \cos(\alpha)}{m * V} \right) = -0.8907 ;$$

$$7. \quad a_y^\Theta = -g * \frac{\sin(\Theta)}{V} = 0 ;$$

$$8. \quad a_{m_z}^V = -X * \left(m_z^V * V + 2 * m_z + \frac{ba}{V} * m_z^{\delta} * a_y^V \right) = -0.03043 ;$$

$$9. \quad a_{m_z}^{\delta B} = X * m_z^{\delta B} = -23.35 ;$$

$$10. \quad a_{m_z}^\alpha = -X * \left(m_z^\alpha + \frac{ba}{V} * m_z^{\delta} * a_y^\alpha \right) = 4.765 ;$$

$$11. \quad a_{m_z}^{\omega Z} = -X * \frac{ba * (m_z^{\omega Z} + m_z^{\delta})}{V} = 0.7646 ;$$

$$12. \quad a_{m_z}^\Theta = 0 .$$

7.2.1. Передаточні функції математичної моделі поздовжнього руху

Передаточна функція $W_{вих}^{вх}(p)$ це відношення зображення вихідної величини $U_{вих}(p)$ до зображення вхідної величини $U_{вх}(p)$ при нульових початкових умовах. Особливість передаточних функцій літака як об'єкта управління це те, що відношення зображень береться з оберненим знаком. Це пов'язується з тим, що в аеродинаміці прийнято за позитивні відхилення органів управління вважати відхилення, що створюють негативні прирости кутових параметрів руху літака. Ось чому мати від'ємний знак і перед передаточною функцією.

$$W_{\Theta}^B(p) = -\frac{\Theta(p)}{\delta_B(p)}$$

При аналізі і синтезі контурів управління кутовими поздовжніми рухами зазвичай використовується модель короткоперіодичного руху. Системі, що описує короткоперіодичний поздовжній рух, відповідають рішення

$$\omega_z(p) = \frac{a_{m_z}^{\delta_B}(p - a_y^{\alpha})}{p^2 + a_1 p + a_0} \delta_B(p); \quad (7.14)$$

$$\alpha(p) = \frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{p^2 + a_1 p + a_0} \delta_B(p),$$

де $p^2 + a_1 p + a_0$ — характеристичний поліном з коефіцієнтами $a_1 = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^{\alpha}$,

$$a_0 = a_{m_z}^{\alpha} - a_y^{\alpha} a_{m_z}^{\omega_z}.$$

Введемо позначення:

$$\omega_{\alpha}^2 = a_0; \quad \xi_{\alpha} = \frac{a_1}{2\sqrt{a_0}}; \quad T_{\theta} = -\frac{1}{a_y^{\alpha}}; \quad K_{\alpha}^B = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_{\alpha}^2}. \quad (7.15)$$

Враховуючи ці співвідношення, отримуємо передаточні функції, що зв'язують кут атаки, кут тангажа і кут нахилу траєкторії, а також швидкість тангажа з відхиленням органу управління тангажом:

$$W_{\alpha}^B(p) = \frac{\alpha(p)}{-\delta_B(p)} = \frac{K_{\alpha}^B \omega_{\alpha}^2}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2}; \quad (7.16)$$

$$W_{\omega_z}^B(p) = \frac{\omega_z(p)}{-\delta_B(p)} = \frac{K_{\vartheta}^B \omega_{\alpha}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2}; \quad (7.17)$$

$$W_{\vartheta}^B(p) = W_{\omega_z}^B(p) \frac{1}{p} = \frac{\vartheta(p)}{-\delta_B(p)} = \frac{K_{\vartheta}^B \omega_{\alpha}^2 (T_{\theta} p + 1)}{(p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p}; \quad (7.18)$$

$$W_{\theta}^B(p) = W_{\vartheta}^B(p) - W_{\alpha}^B(p) = \frac{\theta(p)}{-\delta_B(p)} = \frac{K_{\vartheta}^B \omega_{\alpha}^2}{(p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p}; \quad (7.19)$$

де

$$K_{\vartheta}^B = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_{\alpha}^2} a_y^{\alpha} = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_{\alpha}^2 T_{\theta}}.$$

Визначимо передаточну функцію ЛА по нормальному перевантаженню n_y , яке грає важливу роль у процесах управління польотом.

Нормальне прискорення можна вирахувати по формулі

$$j_{y_a} = \frac{Y_a + P \sin \alpha}{m}. \quad (7.20)$$

Перейшовши до відносних координат у приростах, отримаємо

$$\bar{j}_{y_a} = \frac{\Delta j_{y_a}}{g} = n_{y_a} \approx \frac{1}{g} \frac{Y_a^{\alpha} + P \cos \alpha}{m} \alpha, \quad (7.21)$$

де похідні узяті в точці, яка відповідає незбуреному руху. Враховуючи те, що

$Y_a^{\alpha} = c_{y_a}^{\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S$, і наші знайдені коефіцієнти(7.11), отримуємо формулу для нормального перевантаження

$$n_{y_a} \approx -\frac{V}{g} a_y^{\alpha} \alpha = \frac{V}{g T_{\theta}} \alpha, \quad (7.22)$$

де $\alpha = \bar{\alpha}$; $T_{\theta} = -\frac{1}{a_y^{\alpha}}$; V швидкість незбуреного польоту.

Враховуючи відношення (7.16), (7.22), отримаємо передаточну функцію по нормальному перевантаженню

$$W_{n_y}^B(p) = \frac{n_y(p)}{-\delta_B(p)} = \frac{K_{n_y}^B \omega_\alpha^2}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2}, \quad (7.23)$$

де $K_{n_y}^B(p) = K_\alpha^B \frac{V}{gT_\theta}$ коефіцієнт пропорційності по перевантаженню.

Таким чином, поздовжні кутові рухи характеризуються трьома параметрами:

1. частотою недемпфіруючих короткоперіодичних коливань

$$\omega_\alpha = \sqrt{a_0} = \sqrt{a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha a_{m_z}^{\omega_z}}; \quad (7.23)$$

2. логарифмічним декрементом затухання

$$\xi_\alpha = \frac{a_1}{2\omega_\alpha} = \frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha}{2\omega_\alpha} \quad (7.24)$$

3. сталою часу

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha} \quad (7.25)$$

Частота недемпфіруючих короткоперіодичних коливань ω_α пропорційна швидкості польоту V і зменшується з висотою польоту. Величина ω_α приблизно пропорційна $\sqrt{\rho}$. Декремент затухання ξ_α від швидкості польоту не залежить, але мінюються від висоти польоту. Демпфірування короткоперіодичних коливань також пропорційне $\sqrt{\rho}$. Таким чином можемо розрахувати параметри ω_α , ξ_α , T_θ , $K_{n_y}^B$. Отже:

$$\omega_\alpha = \sqrt{a_0} = \sqrt{a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha a_{m_z}^{\omega_z}} = \sqrt{4,765 - (-0,681)} = \sqrt{5,446} = 2,33$$

$$\xi_\alpha = \frac{a_1}{2\omega_\alpha} = \frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha}{2\omega_\alpha} = \frac{1,6553}{4,66} = 0,3552$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha} = -\frac{1}{-0,8907} = 1,1227$$

$$K_{n_y}^B = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B} a_y^\alpha}{\omega_\alpha^2} = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_\alpha^2 T_\theta} = -\frac{-23,35}{6,095} = 3,831$$

РОЗДІЛ 8

ДОСЛІДЖЕННЯ СИНТЕЗОВАНИХ КОНТУРІВ

8.1. Синтез контурів автоматичного управління за обраним законом управління

Після вибору, конкретизації та дослідження математичних моделей ЛА, як об'єкта керування виконується процедура синтезу конкретного контуру управління. При цьому на основі аналізу попередніх проектних рішень може бути обрана структура контуру управління, або ця структура також може бути синтезована. Існують багато методів синтезу лінійних систем управління з від'ємним зворотнім зв'язком до класу яких відносяться САУ повітряних суден.

Одним з методів синтезу системи із наперед заданими динамічними характеристиками є метод модального управління або метод стандартних коефіцієнтів. Метод полягає у певному розташуванні коренів характеристичного рівняння системи використовуючи різні системи стандартних коефіцієнтів щодо характеристичного рівняння.

Інший підхід до процедур синтезу передбачає врахування попередніх конструкторських рішень, а також послідовний синтез контурів управління: внутрішнього контуру □ контуру демпфірування; контуру управління кутовим рухом; контуру управління рухом центра мас. Саме цей підхід будемо використовувати при синтезі контурів управління заходом на посадку

8.2. Синтез демпфера тангажа

Короткоперіодичний позовжній рух по швидкості тангажа описується передаточною функцією, яка має вигляд

$$W_{\mathfrak{B}}^B(p) = \frac{K_{\mathfrak{B}}^B \omega_{\alpha}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2},$$

де $K_{\mathfrak{B}}^B = K_{\omega_z}^B = K_{\alpha}^B T_{\theta}^{-1}$.

Декремент затування ξ_α залежить від режимів польоту, ξ_{α_0} майже завжди рівний 0,7.

В загальному випадку передаточна функція зворотного зв'язку в контурі демпфірування короткоперіодичних поздовжніх рухів має вигляд

$$W_{ДЗ}(p) = K_{ДЗ} + \frac{K_{ДЗ}p}{T_{ДЗ}p + 1} \quad (8.1)$$

Приймаємо сталу часу демпферу $T_{ДЗ} \approx T_\theta$ на всіх режимах польоту.

Якщо виконується умова $(1 + K_1 K_\omega)^{0,5} \approx 1$ на усіх режимах польоту і для всіх літаків, отримаємо розрахункову формулу для коефіцієнта жорсткого зворотного зв'язку, який буде забезпечувати задане демпфірування:

$$K_{ДЗ} \approx \frac{0,7 - \xi_\alpha}{0,5\omega_\alpha K_{ДЗ}^B T_\theta} \quad (8.2)$$

Розрахуємо $K_{ДЗ}$ при $\xi_{\alpha_0} = 0,7$ і $\xi_{\alpha_0} = 1$. Таким чином:

$$K_{ДЗ} \approx \frac{0,7 - \xi_\alpha}{0,5\omega_\alpha K_{ДЗ}^B T_\theta} = \frac{0,3448}{5,01} = 0,0688$$

$$K_{ДЗ} \approx \frac{1 - \xi_\alpha}{0,5\omega_\alpha K_{ДЗ}^B T_\theta} = \frac{0,6448}{5,01} = 0,128$$

Промодельємо внутрішній контур(демпфірування) у програмі Simulink.



Рис. 8.1

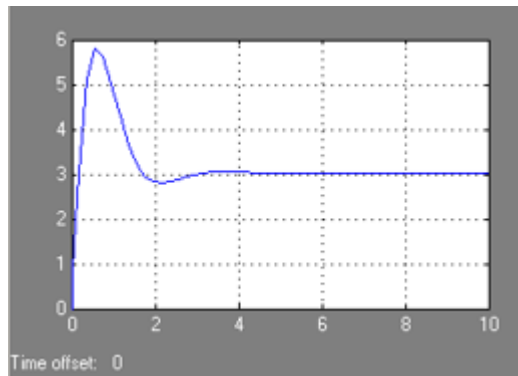


Рис. 8.2

Із рис. 6.2 видно, що K_{ϑ} розраховано вірно.

8.3. Синтез контуру тангажа із жорстким зворотнім зв'язком

Закон управління АПВ ЖЗЗ може бути представлений у вигляді

$$\delta_{\sigma} = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}}p\vartheta, \quad (8.3)$$

де ϑ_3 — задане значення кута тангажа.

Структурна схема системи “літак АП”, що реалізує закон управління (6.28), зображена на рис.1. В якості внутрішнього контуру в каналі управління кутом тангажа може бути використаний АПУ.

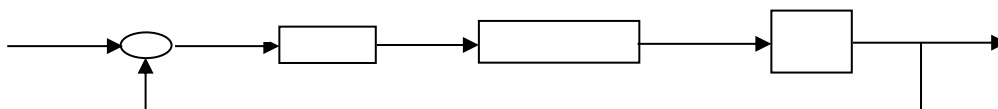


Рис. 8.3

Для розімкнутого контуру системи запишемо передаточну функцію

$$W_{\vartheta}(p) = \frac{K_y(T_{\theta}p + 1)}{p(p^2 + 2\xi_{\alpha_o}\omega_{\alpha_o}p + \omega_{\alpha_o}^2)}, \quad (8.4)$$

де $K_y = K_{\vartheta}K_{\dot{\vartheta}}^B\omega_{\alpha_o}^2$

На рис. 8.4 зображена асимптотична ЛАЧХ розімкнутої системи (8.4)

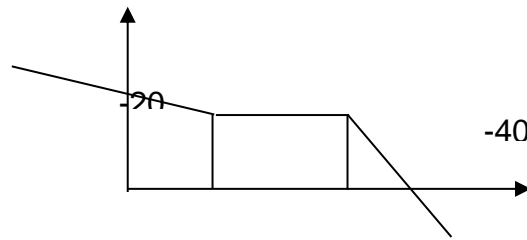


Рис. 8.4

Відомо, що для хорошої якості перехідного процесу ЛАЧХ розімкнутої системи повинна мати на частоті зрізу нахил -20 дБ/дек. Та як видно з рис. 6.4, нахил ЛАЧХ у низькочастотній області рівний -40 дБ/дек. Тому частоту зрізу можна розташувати

як зліва так і справа від частоти $\omega_\theta = \frac{1}{T_\theta}$.

Якщо $\omega_{зр}$ вибираємо менше частоти ω_θ , то необхідно забезпечити виконання відношення $\omega_{зр} = 0,9T_\theta^{-1}$. Це дозволить мати максимальну частоту зрізу.

Отже, з одного боку $\omega_{зр} = K_\vartheta K_{\vartheta_0}^B$, а з іншого $\omega_{зр} = 0,9T_\theta^{-1}$.

Прирівняємо дві частини

$$\frac{1}{0,9T_\theta} = K_\vartheta K_{\vartheta_0}^B,$$

Звідси маємо

$$K_\vartheta = \frac{1}{0,9T_\theta K_{\vartheta_0}^B}. \quad (8.5)$$

Враховуючи, що $K_{\vartheta_0}^A = \frac{K_{\vartheta_0}^A}{1 + K_{\vartheta_0}^A K_{\vartheta_0}} = \frac{3,83}{1,264} = 3,03$, можемо знайти K_ϑ . Тобто

$$K_{\vartheta} = \frac{1}{0,9T_{\theta}K_{\frac{B}{\vartheta_0}}} = \frac{1}{3,05} = 0,32$$

Промодельюємо контур тангажа у програмі Simulink.

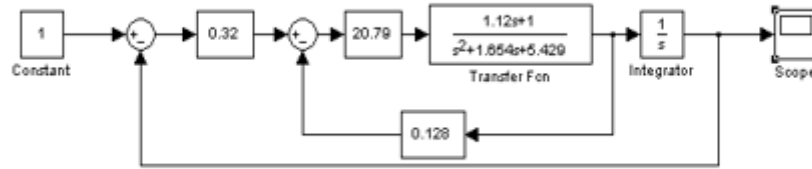


Рис. 8.5

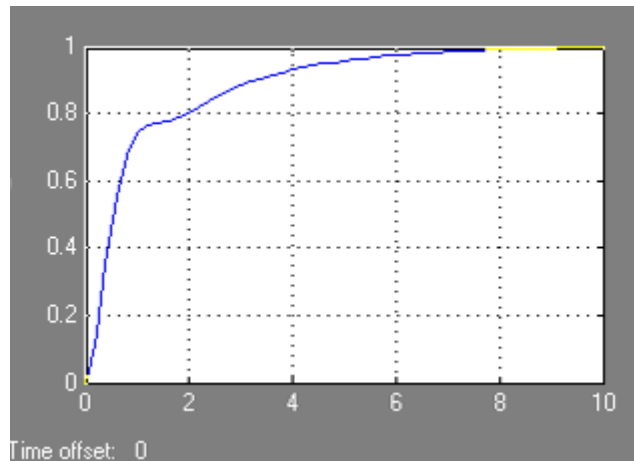


Рис. 8.6

Розглянувши контур тангажа і підставивши знайдені передаточні числа, ми отримали графік з якого видно, що K_{ϑ} розраховано вірно.

8.4. Синтез контуру управління рухом центра мас ЛА

Злітно-посадкові режими відносять до категорій етапів польоту, для яких характерно плавне маневрування. Тому, як правило, контури автоматичного управління траєкторним рухом на цих етапах будують на основі контуру управління кутом тангажа.

Структурну схему контуру управління на етапі заходу на посадку, що використовує як внутрішній контур – контур управління кутом тангажа, можна побудувати на основі структурної схеми, яка зображена на рис.6.3, додаючи

передаточні функції, що зв'язують зміну кута тангажа зі зміною кута нахилу траєкторії та з відхиленням літака від глісади зниження. У такому вигляді структурна схема зображена на рис. 8.7.

Якщо за внутрішній контур управління на етапі заходу на посадку використовується статичний автопілот тангажа з жорстким зворотним зв'язком ($W_{сп}(p)=1$), який реалізує закон управління

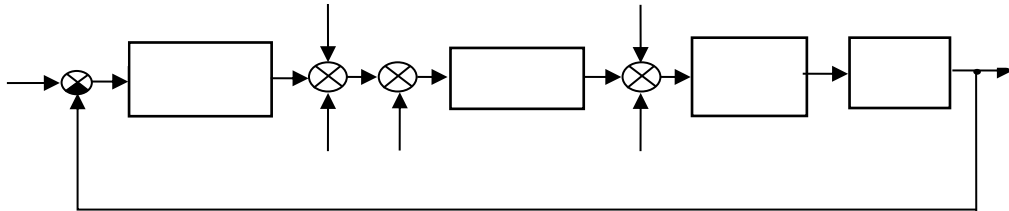


Рис.8.7

$$\delta_{\hat{a}} = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\zeta}) + K_{\vartheta} \delta \vartheta, \quad (8.6)$$

де ϑ_{ζ} – задане значення кута тангажа, формується передаточною функцією $W_{\vartheta_{\zeta}}^{\varepsilon_{\Gamma}}(\delta)$ за інформацією про ε_{Γ} за різними законами управління. Найпростіший закон керування, це просто сигнал відхилення ε_{Γ} . Наприклад, при пропорційному регулюванні:

$$\vartheta_{\zeta} = \frac{-K_{\varepsilon_{\Gamma}}}{K_{\vartheta}} \varepsilon_{\Gamma}. \quad (8.7)$$

Для закону формування ϑ_{ζ} передаточна функція $W_{\vartheta_{\zeta}}^{\varepsilon_{\Gamma}}(\delta)$ має вигляд:

$$W_{\vartheta_{\zeta}}^{\varepsilon_{\Gamma}}(\delta) = \frac{K_{\varepsilon_{\Gamma}}}{K_{\vartheta}}. \quad (8.8)$$

Для синтезу контуру управління динаміки необхідно отримати передаточну функцію розімкнутого контуру

$$W_{\varepsilon_{\Gamma}}(\delta) = W_{\vartheta_{\zeta}}^{\varepsilon_{\Gamma}}(\delta) \Phi_{\vartheta}^{\vartheta_{\zeta}}(\delta) \frac{1}{(T_{\theta} \delta + 1)(T_{\Gamma} \delta - 1)}.$$

Передаточна функція контуру тангажа $\Phi_{\vartheta}^{\vartheta\zeta}(\delta)$ для системи з АП₉ЖЗЗ після перетворення має вигляд:

$$\hat{O}_{\vartheta}^{\vartheta\zeta}(p) = \frac{(T_{\theta}p + 1)}{(T_{\vartheta}\delta + 1) \left(\frac{\delta^2}{\omega_{\varkappa}^2} + 2 \frac{\xi_{\varkappa}}{\omega_{\varkappa}} \delta + 1 \right)}, \quad (8.9)$$

де $T_{\vartheta} = a_1 = T_{\theta} + (K_{\vartheta} K_{\hat{\vartheta}\ddot{a}})^{-1}$;

$$\xi_{\varkappa} = \frac{\xi_{\alpha\ddot{a}}}{\sqrt{1 + K_{\vartheta} K_{\hat{\vartheta}\ddot{a}} T_{\theta}}}; \quad \omega_{\varkappa}^2 = \frac{a_1}{a_3} = \omega_{\alpha\ddot{a}}^2 (1 + K_{\vartheta} K_{\hat{\vartheta}\ddot{a}} T_{\theta})$$

тому з урахуванням (8.6), (8.8) отримаємо:

$$W_{\varepsilon_r}(\delta) = \frac{K_{\ddot{a}\ddot{a}}}{(T_r\delta - 1)(T_{\vartheta}\delta + 1) \left(\frac{\delta^2}{\omega_{\varkappa}^2} + 2 \frac{\xi_{\varkappa}}{\omega_{\varkappa}} \delta + 1 \right)},$$

де $K_{\ddot{a}\ddot{a}} = \frac{K_{\varepsilon_r}}{K_{\vartheta}}$.

На значних дальностях до ГРМ передаточна функція нестійкої аперіодичної

ланки $\frac{1}{(T_r\delta - 1)}$ може бути подана у вигляді інтегрувальної ланки $\frac{V}{Rp}$.

Тоді передаточна функція розімкнутого контуру буде мати вигляд

$$W_{\varepsilon_r}(p) = \frac{K_{\text{nc}} V(R)^{-1}}{p (T_{\vartheta}p + 1) \left(\frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}$$

Цієї передаточній функції розімкнутого контуру відповідає ЛАЧХ, що зображена на рис. 8.8.

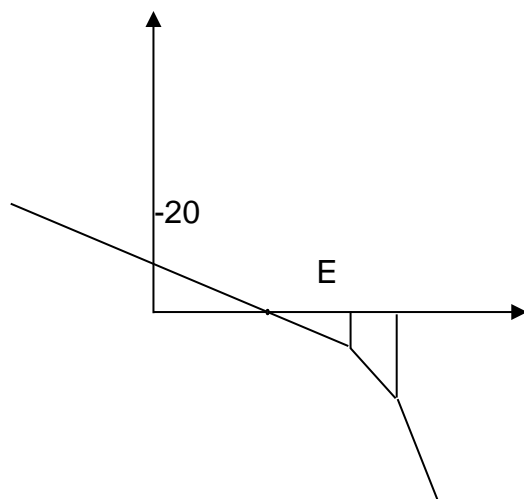


Рис. 8.8

Аналізуючи ЛАЧХ запишемо

Як коефіцієнт підсилення $\omega_{зр} = \frac{K_{\varepsilon_r} V}{K_g R}$, а для найкращої якості перехідних процесів

$$\omega_{зр} = 0.25 \frac{1}{T_g} . \text{Звідси}$$

$$\frac{K_{\varepsilon_r} V}{K_g R} = 0.25 \frac{(K_g K_{\vartheta_d}^B)}{1 + (T_\theta K_g K_{\vartheta_d}^B)}$$

$$K_{\varepsilon_r} = 0.25 R \frac{K_g^2 K_{\vartheta_d}^B}{[1 + (T_\theta K_g K_{\vartheta_d}^B)] V}$$

тоді

$$K_{\vartheta_{\hat{a}}}^{\hat{a}} = \frac{K_{\vartheta}^{\hat{a}}}{1 + K_{\vartheta}^{\hat{a}} \hat{E} \omega_z} = 3,03; \quad K_g = 0,32; \quad T_\theta = 1,12$$

З урахуванням

, розрахуємо

передаточні числа $K_{\varepsilon_{\hat{a}}}$ для посадкової швидкості 70м/с для різних значень дальності R: 5000м; 2000м; 1000м; 500м; 250м; 50м, які зведені у таблицю 1

Таблиця 8.1

R, м	500	200	100	500	250	50
$K_{\varepsilon_{\hat{a}}}$	2,6 56	1,0 6	0,5 3	0,2 66	0,1 33	0,0 265

ВИСНОВКИ

1. На етапі приземлення особливо в бічному каналі часто припускаються помилки пов'язані з доворотом літака по осі ЗПС. При цьому не витримуються необхідні значення кута крену, не синхронізуються розворот та приземлення.
2. У роботі проаналізовано математичні моделі заходу на посадку, і показано, що дані моделі є не стійкими і не стаціонарними.
3. Однак, на відміну від поздовжнього каналу, нестаціонарність контурів керування сильно не позначається, тому в роботі основна увага була приділена способам забезпечення точних характеристик.
4. Діяльність проаналізовано варіанти законів управління заходу посадки. Шляхом аналізу структурних схем контуру показано що для забезпечення точної стабілізації центру мас літака при дії бічного обурення має місце помилка витримування курсу ЗПС
5. На етапі заходу на посадку законами управління забезпечується стабілізація центру мас літака на осі ЗПС при цьому бічний вітер парується розворотом літака за курсом. Кермо напряму працює тільки в режимі демпфування, тобто існуючі закони управління реалізуються саме методом краба.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

В.М.Синєглазов М.К.Філяшкін «Автоматизовані системи управління повітряних суден»

1. Теорія автоматичного керування: класика і сучасність: підр. / Н.Б. Репнікова. – К.: НТУУ «КПІ», 2011. – 328 с.
2. Попович М.Г., Ковальчук О.В. Теорія автоматичного керування /Підр., К.: Либідь, 2007. – 656 с.
3. Островерхов М.Я., Сільвестров А.М., Зеленський К.Х. Методи дослідження електротехнічних систем і комплексів. – К.: ТАЛКОМ, 2019. – 300 с.
4. Павленко Т.П. Автоматизований електропривод загальнопромислових механізмів. Конспект лекцій (для студентів усіх форм навчання за спеціальністю 141 – Електроенергетика, електротехніка, електромеханіка) / Т. П. Павленко, О. В. Донець, О. М. Петренко; Харків. нац. ун-т міськ. госп-ва ім. О. М. Бекетова. – Харків: ХНУМГ ім. О. М. Бекетова, 2018. – 132 с.
5. Марченко, А. А. Теорія автоматичного керування. Дослідження системи автоматичного регулювання. Курсова робота [Електронний ресурс]: навчальний посібник для студентів спеціальності 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка», спеціалізації «Системи управління виробництвом і розподілом електроенергії» / А. А. Марченко, В. С. Гулий, Д. В. Настенко; КПІ ім. Ігоря Сікорського. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 31 с.
6. Теорія автоматичного управління: Підручник / За ред. Г.Ф. Зайцева. – К.: Техніка, 2002. — 668 с.
7. Бахрушин В.Є. Теорія керування : навч. посіб. / В.Є. Бахрушин, Т.Ю. Огаренко. – Запоріжжя : КПУ, 2014. – 224 с.
8. Л.М. Артюшин, О.А. Машков,Б.В. Дурняк,М.С. Сівов. Теорія автоматичного керування. – Львів: Видавництво УАД, 2004.
9. Ладанюк А.П. Теорія автоматичного керування: Курс лекцій для студентів напряму 0925 “Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології ден. та заочн. форм навчання – (частина перша) – К.: НУХТ, 2004. – 200 с.