



**В.М.Синєглазов, М.К.Філяшкін**

**АВТОМАТИЗОВАНІ  
СИСТЕМИ  
УПРАВЛІННЯ  
ПОВІТРЯНИХ  
СУДЕН**

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

**Національний авіаційний університет**

**В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін**

**АВТОМАТИЗОВАНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ  
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

*Затверджено Міністерством освіти і науки України  
як підручник для студентів вищих навчальних закладів,  
що навчаються за спеціальностями  
«Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»  
та «Системи управління та автоматика»*

Київ 2003

УДК 629. 735. 05:051-52(075.8)  
ББК О5-05я7  
С382

Рецензенти: кафедра технічної кібернетики НТУУ «Київський політехнічний інститут» (завідувач кафедри, д-р техн. наук, проф. *В.І. Костюк*); , д-р техн. наук, проф. *Ф.М. Киселівський*.

**Синєглазов В.М. Філяшкін М.К.**

С382 Автоматизовані системи управління повітряних суден:  
Підручник – К.: НАУ, 2013. – 502 с.

ISBN 966-598-147-1

*Гриф надано Міністерством освіти і науки України, лист за № 2/05-3511 від 8 травня 2003 року.*

Систематизовано викладено теорію систем автоматичного управління польотом повітряних суден, наведено методи аналізу статичних та динамічних характеристик систем, що працюють в умовах впливу різного роду збурень. Розглянуто повітряні судна як об'єкти керування; послідовно викладено основи теорії побудови контурів стійкості та керованості контурів автоматичного та автоматизованого управління кутовим рухом і рухом центра мас на різних етапах польоту.

Докладно розглянуто принципи побудови типових автопілотів і систем автоматичного управління, заходи підвищення безпеки польотів при використанні систем автоматичного управління; наведено особливості експлуатації систем автоматичного управління.

Для студентів вищих навчальних закладів, може бути корисним інженерно-технічному складу авіаційних підприємств, а також інженерам у галузі розробки та досліджень систем управління літальних апаратів.

УДК 629. 735. 05:051-52(075.8)  
ББК О5-05я7

**ISBN 966-598-147-1**

© В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін. 2003

## 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 ефективно використання авіаційної техніки навіть при вирішенні 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. Але повна автоматизація польоту ПС неможлива, оскільки, по-перше, пілот не може залишатися байдужим до управління особливо на відповідальних етапах польоту, наприклад, на етапі заходу на посадку, по-друге, функції вмикання та перемикання різних режимів роботи САУ, а також контроль за роботою САУ може виконувати тільки пілот.

Простіші засоби поліпшення пілотажних якостей ЛА зароджувались на зорі авіації. Вони були призначені для компенсації недоліків стійкості та керованості перших літаків, які будувались на основі лише інженерної інтуїції конструктора. До цих засобів можна віднести регулятори прямої дії у вигляді маятників і флюгерів, які підвищували стійкість поздовжнього руху ЛА. Наприклад, автоматичний регулятор горизонтального руля дирижабля, ідея якого була запропонована К.Е. Цюлковським у 1898 році, або пристрій запропонований російським авіатором К.Л. Ольховським у 1910 році для стабілізації кутів крену та тангажа, в якому за датчик використовувався масивний маятник із двома ступенями свободи. За вантаж маятника використовувався безпосередньо пілот, крісло якого розташовувалось у карданному підвісі. Уперше політ літака з автопілотом фірми "Sherri" (США) був продемонстрований в 1914 році на Всесвітній виставці в Парижі.

У міру розвитку авіабудівництва стійкість та керованість ЛА значно поліпшилась, що практично припинило розробку засобів

автоматизації польоту. Однак зростали дальність і тривалість польоту, збільшувалась втомленість членів екіпажу, через виконання одноманітних дій для забезпечення кутової стабілізації крейсерського режиму польоту протягом тривалого часу, виникла гостра необхідність розвантаження пілота від стабілізації на цьому режимі не тільки кутів крену та тангажа, але й курсу ЛА. Все це сприяло розробці курсових гіроскопів – датчиків, що вимірюють курс літака.

У 30-ті роки ХХ століття були створені перші пневмогідралічні радянські автопілоти I покоління серії АВП ( автопілот АВП-1 в 1932 р.); у ті ж роки з'явилися автопілоти серії СТЛ (автопілот СТЛ-5 мав електрогідралічні рульові машини, СТЛ-6 був цілком електричний). Подальшим розвитком автопілотів серії АВП були автопілоти АП-42, АП-45, до цього ж покоління можна віднести й автопілот АП-5. Усі автопілоти I покоління виконували функції лише кутової стабілізації, застосовуючи прості закони управління – регулювання за інформацією про відхилення поточного значення кутового положення від заданого.

У роки Другої світової війни на радянських літаках використовувались триканальні автопілоти I покоління (канали руля направлення, елеронів і руля висоти). Американські літаки наприкінці війни були оснащені триканальними автопілотами С-1, які забезпечували координований розворот і були спряжені зі штурманським обладнанням.

Подальший розвиток авіації висунув необхідність підвищення якості автоматичної стабілізації та безпеки польоту з увімкнутим автопілотом. Тому в 50-ті роки були розроблені і почали широко застосовуватися автопілоти II покоління (АП-6Е, АП-15, АП-7, АП-28).

У порівнянні з I поколінням автопілоти II покоління конструктивно базуються на ускладнених законах управління, забезпечують стабілізацію кутових положень та висоти польоту, мають спеціальні рукоятки режимів управління (стройові рукоятки, рукоятки розвороту, рукоятки “спуск-підйом”), виконують деякі додаткові функції, наприклад, приведення літака до горизонтального польоту. Деякі автопілоти II покоління мають зв'язок зі штурманським обла-

днанням. Але використання цих автопілотів обмежується крейсерськими режимами польоту та висотами більше 1000 м.

У той же час при розробці реактивних надзвукових літаків виникають питання забезпечення для цих літаків прийнятних характеристик стійкості та керованості в усьому діапазоні експлуатаційних висот та швидкостей польоту, а цього не можна досягти тільки за рахунок удосконалення аеродинамічного компонування. Тому на літаках цього покоління встановлюють пристрої часткової автоматизації польоту: демпфери кутових коливань, автомати стійкості, автомати регулювання управління, які цілеспрямовано коректують окремі показники стійкості та керованості літака. Ці пристрої являють собою приклад автоматів із пасивним самоналагодуванням залежно від висоти та швидкості польоту.

У 60-х роках минулого століття на літаках починають впроваджувати системи напівавтоматичного (директорного) управління заходом на посадку. Це системи директорного управління “Путь - 4” та “Привод”. Посадка – це найскладніший етап польоту, на якому трапляється більша частина всіх льотних пригод і катастроф, і системи директорного управління призначені для розвантаження пілота від процесу обробки пілотажної інформації на цьому етапі польоту з метою підвищення безпеки польоту. Задачу оброблення інформації вирішував обчислювач системи директорного управління, до якого надходила вся необхідна пілотажно-навігаційна інформація. Сформований в обчислювачі сигнал управління надходив на командні стрілки командно-пілотажного приладу, які вказували пілоту, куди необхідно відхилити важіль управління, щоб утримуватися на заданій траєкторії заходу на посадку.

У подальшому ці системи поєднують з автопілотами, тобто, сигнал управління, сформований в обчислювачі системи директорного управління, надходить безпосередньо на рульові приводи автопілота. Такі автопілоти – автопілоти III покоління – стають прообразом сучасних САУ, оскільки вирішують задачу цілеспрямованого управління траєкторією польоту, наприклад, бортова система заходу на посадку БСУ-ЗП створена на основі автопілота АП-6Е і системи директорного управління “Путь-4МП”.

70-ті роки минулого століття характеризуються бурним розвитком САУ повітряних суден. На відміну від автопілотів САУ

реалізує цілеспрямоване управління траєкторією на різних етапах польоту (захід на посадку, політ за маршрутом, вихід на аеродром посадки тощо), для цього САУ спрягаються з комплексами бортового обладнання (навігаційними комплексами, системами забезпечення посадки, радіотехнічними системами). До складу САУ входять підсистеми поліпшення характеристик стійкості та керованості: демпфери, автомати стійкості, автомати регулювання управління, які раніше працювали як окремі системи. Значна увага приділяється безпеці польоту з увімкнутою САУ (вбудовані системи контролю, резервування каналів і окремих агрегатів САУ). На літаках починають встановлювати автоматичні системи обмеження граничних режимів польоту. Окремі САУ мають у своєму складі канал керування тягою двигуна (автомат тяги) для управління швидкістю польоту. На деяких літаках починають використовувати електродистанційні системи керування рульовими поверхнями, в яких роль виконавчих пристроїв виконують сервоприводи САУ.

У 80-ті роки минулого століття удосконалюється елементна база САУ (модульні конструкції, мікросхеми), у складі деяких САУ з'являються цифрові обчислювачі – обчислювачі траєкторного управління. Кроком уперед можна вважати впровадження на літаках відділених від САУ окремих багатофункціональних систем управління, які виконують функції електродистанційної системи керування рульовими поверхнями, комплексної корекції характеристик стійкості та керованості літака, обмеження граничних режимів польоту, підвищення маневрених характеристик літака. Керувати літаком без такої системи просто неможливо. Вона вмикається перед зльотом і вимикається тільки після посадки літака. При проектуванні нових літаків намагаються з'єднати можливості САУ з конструкцією літака. Управління набуває для літака таке саме значення, як аеродинамічні та конструктивні особливості планера. Застосування спеціальних систем управління дозволяє раціонально змінити конструкцію літака, що проектується.

Із 90-х років минулого століття на літаках починають впроваджуватись системи безпосереднього управління аеродинамічними силами, за допомогою яких літак може виконувати незвичайні види маневрів: поступальне переміщення фюзеляжу без зміни кутového положення або зміна кутového положення без зміни напрям-

ку траєкторії руху. Реалізуються системи безпосереднього управління аеродинамічними силами в окремих контурах САУ або в багатофункціональних системах управління. Продовжує удосконалюватися елементна база САУ, цифрові обчислювачі дозволяють реалізувати оптимальне управління на деяких режимах польоту, наприклад, на режимі набору висоти.

У теперішній час продовжується тенденція розподілу САУ на системи поліпшення пілотажних характеристик і на систему траєкторного управління. Причому система поліпшення пілотажних характеристик будується як активна система, яка буде виконувати такі додаткові функції, як гасіння пружних коливань конструкції літака, парирування турбулентності атмосфери, попередження аеродинамічного флатера та ін. Авіаційні конструктори пропонують нові засоби підвищення маневреності літаків, наприклад: адаптивне крило, поворотне сопло інші, застосовувати які можна тільки використовуючи автоматику управління польотом.

Продовжується також тенденція інтегрування САУ з комплексами бортового обладнання. Система автоматичного управління звільняється від надмірних датчиків інформації, якщо її можна отримати від зовнішніх систем. За виконавчі пристрої САУ все частіше використовують літакові бустери, які мають автопілотний вхід. Обчислювальне ядро САУ удосконалюється, багатократно резервується, охоплюється системою вбудованого контролю. Зростає складність алгоритмів управління, продовжується процес автоматизації окремих етапів польоту.

## Розділ I. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ РУХУ ЛІТАКА

Для розглядання динамічних процесів у контурах управління ЛА, необхідно мати математичну модель об'єкта управління. Математична модель повинна, по-перше, правильно відображати основні властивості реального об'єкта, по-друге, бути достатньо простою для досліджень.

Залежно від задач, доручених контуру автоматичного управління, один і той самий літак може бути поданий різними за складністю і повнотою опису реальних властивостей об'єкта математичними моделями. Збільшення кола задач, що вирішують САУ, призводить до використання математичних моделей, які враховують складність і нежорсткість конструкцій, наявність великої кількості рідкого палива та інші особливості сучасних ПС. Проте у багатьох випадках спрощені математичні моделі можуть ефективно використовуватися при аналізі та синтезі як окремих контурів управління, так і системи в цілому. Але при отриманні спрощених математичних моделей необхідно не втратити природу поведінки реального об'єкта в конкретних умовах, для чого необхідні знання динаміки польоту літака.

В абсолютної більшості випадків припустимим є розділення просторового руху літака на бічну та поздовжню складові, що значно спрощує відповідні математичні моделі. До того ж для багатьох режимів польоту рівняння поздовжнього та бічного руху можуть бути додатково спрощені та лінеаризовані. Саме такій підхід до отримання математичних моделей прийнятий в цьому розділі.

Основним інструментом дослідження динамічних процесів у системах управління польотом є багатогранний математичний апарат теорії автоматичного управління. Але при дослідженні процесів автоматичного управління польотом прийнято використовувати структурні схеми контурів управління, що побудовані на основі передаточних функцій, у тому числі й об'єкта управління. Тому спрощені математичні моделі літака в цьому розділі доведені до вигляду передаточних функцій, на основі яких можна побудувати структурні схеми, що зручні для наближеного аналізу контурів управління.



## Глава 1. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ПРОСТОРОВОГО РУХУ ЛІТАКА

Математичні моделі просторового руху літака є основою для отримання спрощених математичних моделей. Безпосередньо математичні моделі просторового руху можуть використовуватися при аналізі контурів автоматичного управління, синтезованих на основі спрощених моделей, шляхом моделювання на ЦОМ з метою оцінки впливу зроблених припущень при отриманні спрощених моделей. Загальна теорія руху ЛА базується на відомих теоремах класичної механіки. Характеристики руху визначаються з урахуванням поступального руху центра мас літака й обертового руху відносно центра мас. Рівняння динаміки польоту літака записують у певних системах координат. Правильний вибір системи координат може значно спростити математичний опис об'єкта управління.

### 1.1. Системи координат, їх взаємозв'язок

При розв'язанні задачі управління польотом літака рекомендовано використовувати нерухомі та рухомі праві прямокутні декартові системи координат.

**Нерухомі системи координат**, у яких осі та початок координат фіксовані відносно Землі, використовуються як системи відліку швидкостей, прискорень, переміщень ЛА. Як нерухома частіше всього застосовується нормальна система координат  $O_0X_gY_gZ_g$ , вісь  $O_0Y_g$  якої спрямована вверх за місцевою вертикаллю, а напрям осей  $O_0X_g$  і  $O_0Z_g$  обираються відповідно із задачею.

**Рухомі системи координат**, початок яких розташовується в центрі мас ЛА (звідси їх друга назва – ЛАцентричні системи координат), як правило, використовуються для запису рівнянь руху ЛА.

Як рухомі частіше всього використовуються: нормальна, зв'язана, швидкісна та траєкторна системи координат.

**Нормальна система координат**  $OX_gY_gZ_g$  – це рухома система координат, вісь  $OY_g$  якої спрямована вверх за місцевою вертикаллю, а напрям осей  $OX_g$  і  $OZ_g$  обирається відповідно із задачею.

**Зв'язана система координат**  $OXYZ$  – це рухома система координат, осі якої фіксовані відносно ЛА.

*Поздовжня вісь  $OX$*  розташовується в площині симетрії ЛА та спрямована від хвостової до носової його частини.

*Нормальна вісь  $OY$*  розташовується в площині симетрії ЛА та спрямована до верхньої його частини.

*Поперечна вісь  $OZ$*  перпендикулярна площині симетрії ЛА та спрямована у правий його бік.

Осі зв'язаної системи координат, як правило, збігаються з головними осями інерції ЛА.

***Швидкісна система координат  $OX_a Y_a Z_a$***  – це рухома система координат, швидкісна вісь  $OX_a$  якої збігається з напрямком вектора повітряної швидкості  $\vec{V}$  (швидкість ЛА відносно повітряного середовища), вісь піднімальної сили  $OY_a$  розташовується в площині симетрії ЛА та спрямована до верхньої його частини, а бічна вісь  $OZ_a$  доповнює осі  $OX_a$  і  $OY_a$  до правої системи координат.

***Траєкторна система координат  $OX_k Y_k Z_k$***  – це рухома система координат, вісь  $OX_k$  якої збігається з напрямком вектора земної швидкості  $\vec{V}_k$  (швидкість ЛА відносно земної поверхні), а вісь  $OY_k$  спрямована вверх від поверхні Землі й лежить у вертикальній площині, яка проходить крізь вісь  $OX_k$ . При відсутності вітру вісь  $OX_k$  траєкторної системи координат сполучається з віссю  $OX_a$  швидкісної системи координат.

### **1.1.1. Взаємне положення систем координат**

Положення зв'язаної системи координат  $OXYZ$  відносно нормальної системи координат  $OX_g Y_g Z_g$  визначається трьома кутами: кутом рискання  $\psi$ , кутом тангажа  $\vartheta$ , кутом крену  $\gamma$  (рис.1.1).

Кутом *рискання*  $\psi$  називається кут між віссю  $OX_g$  нормальної системи координат і проекцією поздовжньої осі  $OX$  на горизонтальну площину. Кут *рискання* слід вважати позитивним, якщо вісь  $OX_g$  сполучається з проекцією поздовжньої осі на горизонтальну площину за рахунок повороту відносно осі  $OY_g$  за годинниковою стрілкою, якщо дивитись у напрямку цієї осі.

Кутом *тангажа*  $\vartheta$  називається кут між поздовжньою віссю  $OX$  і горизонтальною площиною. Кут *тангажа* слід вважати позитивним, якщо поздовжня вісь розташовується вище горизонтальної площини.

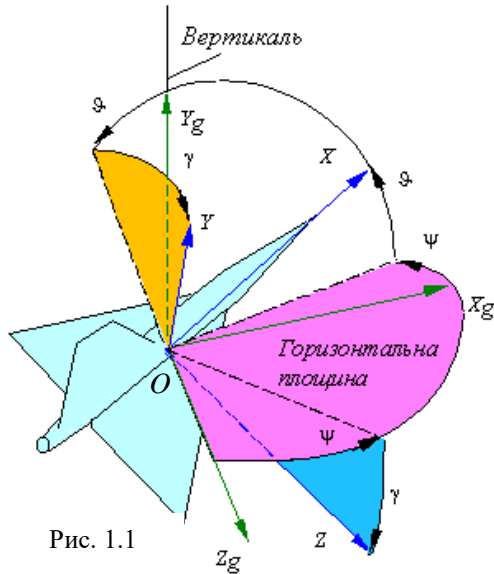


Рис. 1.1

Кутом *крену*  $\gamma$  називається кут між поперечною віссю  $OZ$  і віссю  $OZ_g$  нормальної системи координат, зміщеною у положення, при якому кут *рискання* дорівнює нулю. Кут *крену* слід вважати позитивним, коли зміщена вісь  $OZ_g$  сполучається з поперечною віссю  $OZ$  за рахунок повороту відносно поздовжньої осі за годинниковою стрілкою, якщо дивитись у напрямку цієї осі. Але спрощене визначення кута *крену*  $\gamma$  таке: кут *крену* – це кут між вертикальною площиною, що проходить крізь поздовжню вісь літака, і площиною симетрії. Кут *крену* на праве півкрило вважається позитивним.

Положення швидкісної системи координат  $OX_aY_aZ_a$  відносно нормальної системи координат  $OX_gY_gZ_g$  також визначається трьома кутами: швидкісним кутом *рискання*  $\psi_a$ , швидкісним кутом *тангажа*  $\vartheta_a$ , швидкісним кутом *крену*  $\gamma_a$  (рис. 1.2). Визначення цих кутів аналогічне кутам  $\psi$ ,  $\vartheta$ ,  $\gamma$  для системи координат  $OXYZ$ .

Положення вектора повітряної швидкості ЛА  $\vec{V}$  відносно зв'язаної системи координат характеризується кутом атаки  $\alpha$  і кутом ковзання  $\beta$  (рис. 1.3).

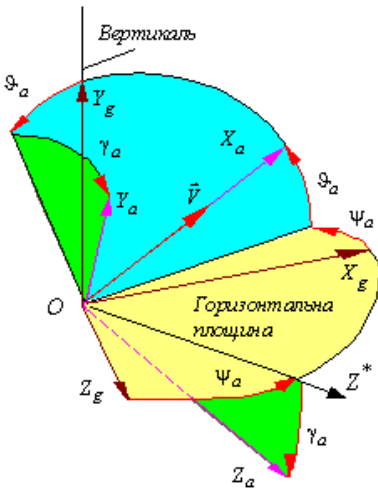


Рис.1.2

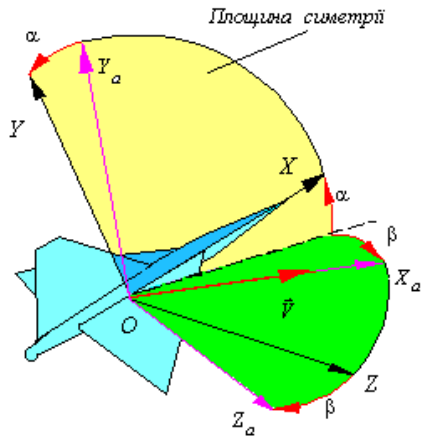


Рис.1.3

Кутом атаки  $\alpha$  називається кут між поздовжньою віссю  $OX$  і проекцією повітряної швидкості на площину  $OXY$  зв'язаної системи координат, яка зазвичай є площиною симетрії. Кут атаки слід вважати позитивним, якщо проекція повітряної швидкості на нормальну вісь негативна.

Кутом ковзання  $\beta$  називається кут між напрямком вектора повітряної швидкості та площиною симетрії. Кут ковзання слід вважати позитивним, якщо проекція повітряної швидкості на поперечну вісь позитивна.

Положення траекторної системи координат  $OX_k Y_k Z_k$  відносно нормальної системи координат  $OX_g Y_g Z_g$  визначається траекторними кутами: кутом шляху  $\Psi$  і кутом нахилу траекторії  $\Theta$ .

На рис. 1.4 показано положення вектора земної швидкості  $\vec{V}_k$ , напрямком якого збігається з віссю  $OX_k$  траекторної системи координат, відносно нормальної системи координат  $OX_g Y_g Z_g$ .

Кутом шляху  $\Psi$  називається кут між віссю  $OX_g$  нормальної системи координат і напрямком шляхової швидкості  $\vec{V}_ш$  (проекція земної швидкості  $\vec{V}_k$  на горизонтальну площину  $OX_g Z_g$  нормальної системи координат). Кут шляху слід вважати позитивним, якщо вісь  $OX_g$  сполучається з напрямком шляхової швидкості за рахунок повороту відносно осі  $OY_g$  за годинниковою стрілкою, якщо дивитися у напрямку цієї осі.



Рис. 1.4

Кутом нахилу траєкторії  $\Theta$  називається кут між земною швидкістю  $\vec{V}_k$  і горизонтальною площиною. Кут нахилу траєкторії слід вважати позитивним, якщо проекція земної швидкості на вісь  $OY_g$  позитивна. При відсутності вітру  $\Theta = \vartheta_a$ ,  $\Psi = \psi_a$ .

Схема на рис. 1.5 ілюструє взаємне кутове положення рухомих систем координат. У вузлах схеми розташовані системи координат, а на гілках показані кутові координати, які характеризують взаємне положення окремих систем координат.

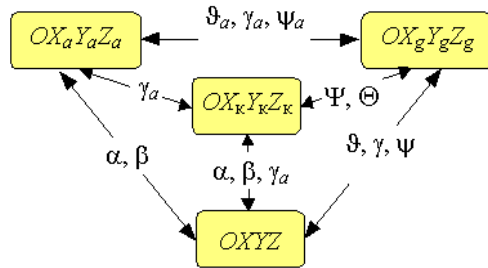


Рис.1.5

### 1.1.2. Перехід з однієї системи координат в іншу

Часто при розв'язанні задач управління виникає необхідність у переведенні величин з однієї системи координат в іншу. Це здійснюється за допомогою матриць переходу.

Дві прямокутні системи координат однієї орієнтації (правої або лівої) можна сполучити шляхом послідовних поворотів. Повороти здійснюються або навколо осей систем координат, або навколо осей проміжних систем координат, які виникають після чергового повороту.

Кожний послідовний поворот на кут  $\varphi$  у позитивному напрямку (за позитивний напрямок обертання в правих системах координат приймається напрямок обертання за годинниковою стрілкою для спостерігача, який дивиться вздовж позитивного напрямку відповідної осі) подається матрицею повороту  $A(\varphi)$ , в якій елемент на головній діагоналі, що відповідає осі обертання дорівнює одиниці, а інші елементи відповідних йому рядка і стовпця дорівнюють нулю.

Два інших елементи на головній діагоналі дорівнюють косинусу кута повороту. У першому рядку, що слідує за одиницею, елемент, який залишається, дорівнює синусу, а в другому – мінус синусу кута повороту. Так, наприклад, при повороті навколо осі  $OX$  на кут  $\varphi$  матриця повороту  $A_1(\varphi)$  має вигляд:

$$A_1(\varphi) = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{vmatrix}. \quad (1.1)$$

При повороті навколо осі  $OY$  на кут  $\lambda$  отримаємо:

$$A_2(\lambda) = \begin{vmatrix} \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \lambda & 0 & \cos \lambda \end{vmatrix}. \quad (1.2)$$

А при повороті навколо осі  $OZ$  на кут  $\mu$  матриця повороту  $A_3(\mu)$  визначається за формулою:

$$A_3(\mu) = \begin{vmatrix} \cos \mu & \sin \mu & 0 \\ -\sin \mu & \cos \mu & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (1.3)$$

Якщо уявити собі перехід від системи координат  $OX_1Y_1Z_1$  до системи координат  $OX_2Y_2Z_2$  як наслідок послідовних поворотів навколо осі  $OZ_1$  на кут  $\mu$ , навколо проміжної осі  $OY^*$  на кут  $\lambda$  і навколо осі  $OX_2$  на кут  $\varphi$  (рис. 1.6), то матриця переходу від системи координат  $OX_1Y_1Z_1$  до системи координат  $OX_2Y_2Z_2$ , враховуючи правила множення матриць, визначається як добуток матриць третього, другого та першого перетворень:

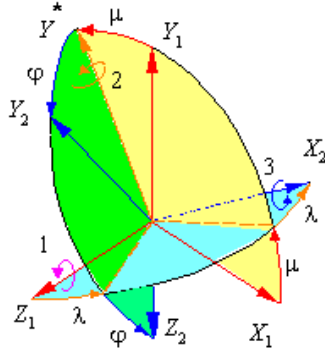


Рис. 1.6

$$A_1^2 = A_1(\varphi)A_2(\lambda)A_3(\mu). \quad (1.4)$$

Обернений перехід від системи координат  $OX_2Y_2Z_2$  до системи координат  $OX_1Y_1Z_1$  здійснюється за допомогою матриці

$$A_2^1 = (A_1^2)^T, \quad (1.5)$$

тобто, за допомогою транспонованої матриці.

Елементи матриці переходу і її транспонованої матриці називаються *напрямяючими косинусами*.

Як приклад, використовуючи (1.1)...(1.5), визначимо матрицю переходу від нормальної  $OX_gY_gZ_g$  до швидкісної  $OX_aY_aZ_a$  системи координат (див. рис.1.2). Нормальну систему координат можна сполучити зі швидкісною шляхом послідовних поворотів на кут  $\psi_a$  навколо осі  $OY_g$ , на кут  $\vartheta_a$  навколо осі  $OZ^*$  і на кут  $\gamma_a$  навколо поздовжньої осі  $OX_a$ .

Відповідна матриця переходу має вигляд :

$$A_g^a = A_1(\gamma_a)A_3(\vartheta_a)A_2(\psi_a), \quad (1.6)$$

де  $A_1(\gamma_a)$ ,  $A_2(\psi_a)$ ,  $A_3(\vartheta_a)$  – матриці повороту типу (1.1)...(1.3).  
Обчислюючи вираз (1.6), одержимо матрицю переходу

$$A_g^a = \begin{pmatrix} \cos \vartheta_a \cos \psi_a & \sin \vartheta_a & -\cos \vartheta_a \sin \psi_a \\ -\cos \gamma_a \sin \vartheta_a \cos \psi_a + \sin \gamma_a \sin \psi_a & \cos \gamma_a \cos \vartheta_a & \cos \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a + \sin \gamma_a \cos \psi_a \\ \sin \gamma_a \sin \vartheta_a \cos \psi_a + \cos \gamma_a \sin \psi_a & -\sin \gamma_a \cos \vartheta_a & -\sin \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a + \cos \gamma_a \cos \psi_a \end{pmatrix}. \quad (1.7)$$

Отже, перехід від системи координат  $OX_g Y_g Z_g$  до системи координат  $OX_a Y_a Z_a$  здійснюється матричною формулою

$$\begin{pmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{pmatrix} = A_g^a \begin{pmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{pmatrix}, \quad (1.8)$$

а обернений перехід за допомогою формули

$$\begin{pmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{pmatrix} = [A_g^a]^T \begin{pmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{pmatrix}. \quad (1.9)$$

Аналогічно від будь-якої системи координат можна перейти до іншої системи, використовуючи формули послідовних поворотів.

## 1.2. Рівняння просторового руху літака

Рух літака у просторі визначається з урахуванням поступального руху центра мас й обертального руху відносно центра мас. При записуванні диференціальних рівнянь руху в проекціях на осі нерухомої системи координат виникають труднощі проектування сил і моментів, що діють на літак, на осі нерухомої системи координат. До того ж сильно ускладнюється подальший аналіз таких рівнянь. Тому в динаміці польоту віддають перевагу рівнянням руху, що записані в рухомих системах координат.

При отриманні рівнянь просторового руху приймаються такі припущення:



- літак являє собою абсолютне жорстке тіло з постійними інерційно-масовими характеристиками;
- осі зв'язаної системи координат збігаються з головними осями інерції, тобто, відцентрові моменти інерції дорівнюють нулю;
- вектор тяги прикладений до центра мас і не створює додаткових моментів;
- Земля плоска, не обертається і не переміщується в інерціальному просторі, тобто не враховуються переносні та коріолісові сили й моменти;
- повітряне середовище нерухоме.

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

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}; \quad \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M} \quad , \quad (1.10)$$

де  $m$  – маса літака;  $\vec{V}$  – вектор повітряної швидкості;  $\vec{R}$  – вектор зовнішніх сил, діючих на літак;  $\vec{K}$  – вектор моменту кількості руху;  $\vec{M}$  – аеродинамічний момент.

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

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

Саме в такому вигляді векторні рівняння (1.10) проєктують на осі рухомих систем координат.

Із урахуванням прийнятих припущень рух літака як твердого тіла з шістьма ступенями свободи описується шістьма рівняннями Ейлера з доповненням цих рівнянь сил і моментів кінематичними та геометричними співвідношеннями, а також рівняннями, які описують траєкторний рух центра мас літака. Додаткові рівняння дозволяють замкнути систему рівнянь, що описує просторовий рух літака:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V} &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \Theta; \\
 mV\dot{\Theta} &= P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \Theta; \\
 -mV\dot{\Psi} \cos \Theta &= P(\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a; \\
 I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
 I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
 I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z; \\
 \sin \alpha &= [\sin \vartheta \cos \Theta - \cos \vartheta \sin \Theta \cos(\psi - \Psi)] \cos \gamma_a - \cos \vartheta \sin \gamma_a \sin(\psi - \Psi); \\
 \sin \beta &= [\cos \gamma \sin(\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \Psi)] \cos \Theta - \sin \Theta \cos \vartheta \sin \gamma; \\
 \cos \gamma_a &= (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \Theta; \\
 \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta; \\
 \dot{\gamma} &= \omega_x + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma); \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
 \dot{Y}_g &= \dot{H} = V \sin \Theta; \\
 \dot{X}_g &= V \cos \Theta \cos \Psi; \\
 \dot{Z}_g &= -V \cos \Theta \sin \Psi.
 \end{aligned} \tag{1.11}$$

Докладний вивід системи рівнянь, що описує просторовий рух літака, наведений в дод. 1.

У системі рівнянь просторового руху літака (1.11) перші три рівняння сил розкривають закон збереження кількості руху. Рівняння записані в траєкторній системі координат і визначають зміни швидкості польоту  $V$ , кута нахилу траєкторії  $\Theta$  і кута шляху  $\Psi$  під

впливом тяги  $P$ , сили ваги  $G$  і аеродинамічних сил: піднімальної сили  $Y_a$ , сили лобового опору  $X_a$ , бічної сили  $Z_a$ .

При записуванні в траєкторній системі координат у рівняннях сил добре проглядається динаміка зміни параметрів польоту під дією аеродинамічних сил і, крім того, рівняння сил мають простий вигляд, оскільки вісь  $OX_k$  траєкторної системи координат збігається з вектором швидкості, а проекції вектора швидкості на осі  $OY_k$ ,  $OZ_k$  дорівнюють нулю.

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

Осі зв'язаної системи координат збігаються з головними осями інерції, тому рівняння моментів спрощуються, оскільки відцентрові моменти інерції  $I_{xy}$ ,  $I_{yz}$ ,  $I_{zx}$  дорівнюють нулю, і проекції моменту кількості руху на осі зв'язаної системи координат мають простий вигляд:

$$K_x = I_x \omega_x; \quad K_y = I_y \omega_y; \quad K_z = I_z \omega_z,$$

де  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  – осьові моменти інерції;  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  – проекції вектора кутової швидкості обертання літака на осі зв'язаної системи координат.

Наступні три рівняння – це геометричні співвідношення для обчислення кута атаки  $\alpha$ , кута ковзання  $\beta$  та швидкісного кута крену  $\gamma_a$ , які необхідні для визначення сил, що діють на літак, у проекціях на осі траєкторної системи координат.

Геометричні співвідношення отримані шляхом прирівнювання матриці напрямляючих косинусів  $A_x^{x_a}$  прямого переходу від зв'язаної системи координат до швидкісної до добутку матриць  $A_x^{x_g} A_{x_g}^{x_a}$  послідовного переходу від зв'язаної системи координат до нормальної і далі від нормальної до швидкісної. Така процедура може бути записана у вигляді матричного рівняння й ілюструється графом (рис. 1.7).

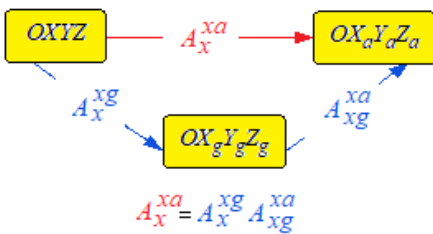


Рис.1.7

Кінематичні співвідношення доповнюють систему рівнянь до повної й описують зміну кутів крену  $\gamma$ , тангажа  $\vartheta$  і ристання  $\psi$ . Кінематичні рівняння отримані шляхом запису проєкцій швидкостей зміни кутів крену  $\dot{\gamma}$ , тангажа  $\dot{\vartheta}$  і ристання  $\dot{\psi}$  ( проєкцій кутової швидкості обертання зв'язаної системи координат навколо нормальної ) на осі зв'язаної системи координат у вигляді:

$$\omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta;$$

$$\omega_y = \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma;$$

$$\omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma$$

з подальшим розв'язанням отриманої системи рівнянь. Аналогічно для рівняння сил отримані проєкції кутової швидкості обертання траєкторної системи координат навколо нормальної:

$$\omega_{y_k} = \dot{\Psi} \cos \Theta;$$

$$\omega_{z_k} = \dot{\Theta}.$$

Останні три рівняння системи (1.11) необхідні для дослідження траєкторного руху літака. Крім цього, перше з останніх трьох рівнянь необхідне для виявлення функціональних залежностей аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна від густини повітря, яка змінюється з висотою польоту.

Щоб система рівнянь (1.11) була замкненою необхідно описати залежності аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна від параметрів польоту.

### 1.3. Загальна характеристика сил і моментів, що діють на літак

Розглядаючи залежність аеродинамічних сил і моментів від параметрів польоту, вважають:

$$\begin{aligned}
Y_a &= c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S; & M_y &= m_y \frac{\rho V^2}{2} S l; \\
X_a &= c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S; & M_x &= m_x \frac{\rho V^2}{2} S l; \\
Z_a &= c_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S; & M_z &= m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A; \\
P &= P(H, V, \delta_{c,\Gamma}),
\end{aligned}
\tag{1.12}$$

де  $c_{y_a} = c_{y_a}(\alpha, V, \delta_b)$  – коефіцієнт аеродинамічної піднімальної сили, який залежить від кута атаки  $\alpha$ , швидкості польоту  $V$  та кута відхилення руля висоти  $\delta_b$ ;  $c_{x_a} = c_{x_a}(\alpha, V)$  – коефіцієнт сили лобового опору;  $c_{z_a} = c_{z_a}(\beta, \delta_h)$  – коефіцієнт аеродинамічної бічної сили, який залежить від кута ковзання  $\beta$  та кута відхилення руля направлення  $\delta_h$ ;  $\rho = \rho(H)$  – густина повітря;  $S$  – площа крила;  $m_x = m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_h, \delta_e)$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту крену;  $m_y = m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_h, \delta_e)$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту ристання, який залежить від кута ковзання  $\beta$ , кутової швидкості обертання літака  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  та кутів відхилення руля направлення  $\delta_h$  і елеронів  $\delta_e$ ;  $m_z = m_z(V, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_b)$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажа, який залежить від швидкості польоту, кута атаки  $\alpha$  та швидкості його зміни  $\dot{\alpha}$ , кута  $\delta_b$ ;  $l$  – розмах крила;  $b_A$  – середня аеродинамічна хорда;  $\delta_{c,\Gamma}$  – відхилення сектора газу.

Залежність  $P = P(V, H)$  має вигляд, проілюстрований рис.1.8, і описує висотно-швидкісні характеристики авіаційного двигуна.

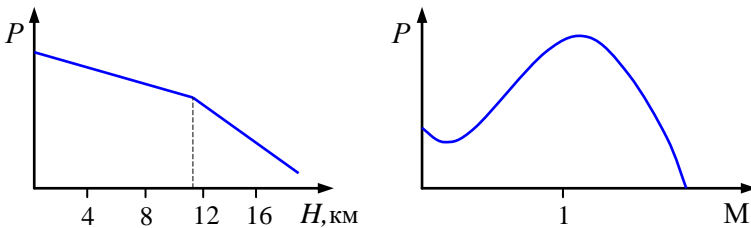


Рис.1.8

Зі збільшенням висоти польоту витрата повітря  $G_{\text{пов}}$  крізь двигун зменшується. Це спричиняє зменшення тяги  $P$ . У діапазоні висот від 0 до 11 км внаслідок зменшення температури тяга падає менш інтенсивно (зменшуються витрати енергії на роботу стиснення в компресорі). Починаючи з 11 км, температура повітря залишається постійною, тому інтенсивність падіння тяги двигуна зростає.

Характер зміни тяги  $P = P_{\text{пит}} G_{\text{пов}}$  від швидкості польоту  $V$  визначається відповідними змінами питомої тяги  $P_{\text{пит}}$  і витрати повітря  $G_{\text{пов}}$ . Зі збільшенням швидкості польоту  $P_{\text{пит}} \approx C_c - V$  зменшується, оскільки швидкість виходу газу з реактивного сопла  $C_c$  через зниження ступеню підігріву в камері згорання збільшується повільніше, ніж зростає швидкість польоту  $V$ . При наближенні до деякої крайньої швидкості польоту  $P_{\text{пит}}$  прагне до нуля. Витрата повітря  $G_{\text{пов}}$  при збільшенні швидкості польоту збільшується. Але на малих швидкостях, коли стисливість повітря виявляється незначно, збільшення  $G_{\text{пов}}$  невелике, тому тяга  $P = P_{\text{пит}} G_{\text{пов}}$  через зменшення  $P_{\text{пит}}$  може знижуватися. На великих швидкостях, коли витрата повітря починає інтенсивно збільшуватися, тяга зростає. Однак після певної швидкості зменшення  $P_{\text{пит}}$  починає перевищувати збільшення  $G_{\text{пов}}$  і тяга швидко падає.

Залежність  $P = P(\delta_{c,r})$  описує закон зміни тяги двигуна від положення сектора газу.

Аеродинамічні сили та моменти залежать від швидкості польоту й від густини повітря, яка зменшується зі зростанням висоти польоту, і характеризуються своїми аеродинамічними коефіцієнтами, які у свою чергу залежать від параметрів польоту.

Найбільш істотні залежності коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів такі:

Залежність  $c_{y_a}(\alpha)$  характеризує зміну аеродинамічної піднімальної сили від кута атаки, яка залежить від розподілу коефіцієнтів тиску вздовж поверхні крила. При безвідривному обтіканні профілю крила

$$c_{y_a} = c_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0),$$

тобто лінійно залежить від кута  $\alpha$  (рис.1.9). Тут

$$c_{y_a}^\alpha = \frac{\partial c_{y_a}}{\partial \alpha} - \text{похідна коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили від кута атаки,}$$

яка характеризує нахил кривої  $c_{y_a}(\alpha)$ ;  $\alpha_0$  – кут атаки при нульовій піднімальній силі (для літака зі симетричним профілем і вісесиметричним фюзеляжем  $\alpha_0 = 0$ ).

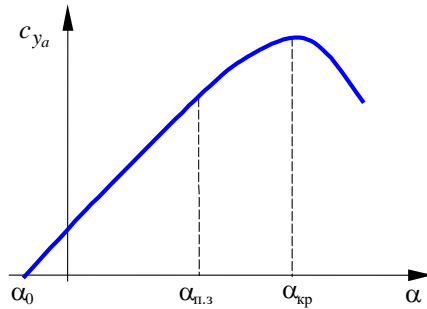


Рис. 1.9

При виникненні зриву потоку з верхньої поверхні крила ( $\alpha = \alpha_{п.з}$ ) лінійна залежність  $c_{y_a}(\alpha)$  порушується, а, коли  $\alpha$  досягає критичного значення ( $\alpha = \alpha_{кр}$ ), подальше збільшення кута атаки супроводжується спаданням коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили  $c_{y_a}$ .

Залежність  $c_{y_a}(V)$  характеризує зміну коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили від стисливості повітря. На рис. 1.10 зображена залежність похідної  $c_{y_a}^\alpha$  від числа Маха – числа  $M$  польоту. На малих швидкостях стисливість повітря практично не впливає на характер розподілу тиску вздовж профілю крила, тобто  $c_{y_a}^\alpha(M)$  не змінюється.

При  $M = M_{кр}$  на верхній поверхні крила виникає місцевий стрибок згущення повітря, й за рахунок додаткового зменшення тиску понад кормовою частиною верхньої поверхні

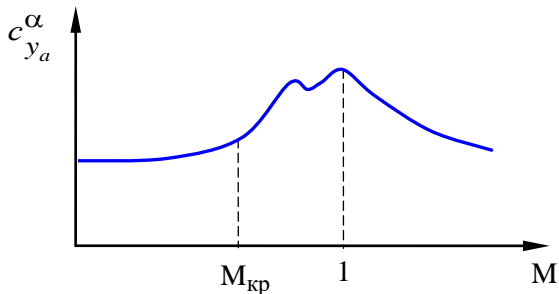


Рис. 1.10

крила  $c_{y_a}^\alpha$  починає інтенсивно збільшуватись. Пізніше з'являється надзвукова зона течії на нижній поверхні крила, що декілька компенсує зростання коефіцієнта  $c_{y_a}^\alpha$ .

Надзвукова зона на нижній поверхні крила швидко досягає задньої крайки крила (нижня поверхня більш плоска ніж верхня), коефіцієнт  $c_{y_a}^\alpha$  знову починає зростати. При  $M > 1$  профіль крила вже обтікається надзвуковим потоком без місцевих стрибків згущення повітря. Збільшення числа  $M$  надзвукового потоку призводить до зменшення коефіцієнта  $c_{y_a}^\alpha$  через втрату повного тиску на головному стрибку згущення.

Залежність  $c_{x_a}(\alpha, V)$  характеризує зміну коефіцієнта лобового опору

$$c_{x_a} = c_{x_0} + Ac_{y_a}^2$$

при зміні кута атаки та швидкості польоту. Тут  $c_{x_0}$  – коефіцієнт сили лобового опору при нульовій піднімальній силі характеризує профільний опір (опір сили тертя), який не залежить від швидкості польоту, і хвильовий опір стрибків згущення повітря, які виникають при  $M > M_{кр}$  (рис. 1.11) і збільшують коефіцієнт  $c_{x_0}$ . При  $M > 1$  місцеві стрибки згущення повітря зникають, а подальше збільшення швидкості польоту призводить до зменшення кута нахилу лінії Маха головного стрибка згущення (він притискується до профілю крила), внаслідок чого хвильовий опір зменшується. Складо-

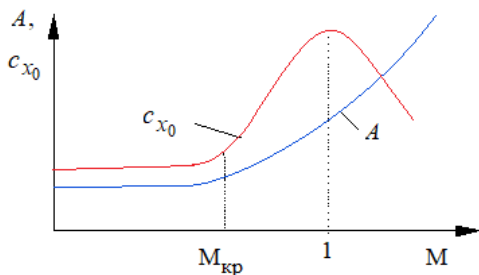


Рис. 1.11

ва  $Ac_{y_a}^2$  характеризує індуктивний опір крила кінцевого розмаху, який спричиняється скосом потоку з крила та відхиленням вектора піднімальної сили від нормалі до набіжного по-



току;  $A$  – коефіцієнт індуктивності, який до  $M = M_{кр}$  не змінюється, подальше збільшення числа  $M$  викликає приріст коефіцієнта  $A$ . Зміна піднімальної сили при зміні кута атаки та швидкості польоту впливає на індуктивний опір крила.

Залежність  $C_{z_a}(\beta)$  характеризує за аналогією з  $C_{y_a}(\alpha)$  зміну бічної сили при зміні кута ковзання: тільки на відміну від  $C_{y_a}(\alpha)$  позитивний приріст кута ковзання викликає негативний приріст бічної сили.

Залежності  $C_{y_a}(\delta_B)$ ,  $C_{z_a}(\delta_H)$  характеризують додаткові зміни піднімальної та бічної сили літака з урахуванням сил вертикального та горизонтального оперення при відхиленнях органів управління.

Залежність  $m_z(\alpha)$  характеризує поздовжню статичну стійкість літака з перевантаження. Коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажа (без урахування демпфірування)

$$m_z = m_{z_0} + (x_T - x_F) \cdot c_{y_a}, \quad (1.13)$$

де  $m_{z_0}$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажа при  $c_{y_a} = 0$ ;  $x_T$  – координата центра мас літака;  $x_F$  – координата аеродинамічного фокуса  $F$ .

Узявши похідну від  $m_z$  за  $\alpha$ , отримаємо:

$$m_z^\alpha = (x_T - x_F) \cdot c_{y_a}^\alpha.$$

Таким чином,  $m_z(\alpha)$  визначається, в основному, відстанню між центром мас літака й аеродинамічним фокусом  $F$ , в якому прикладається приріст піднімальної сили  $\Delta Y_a$  (рис.1.12). При задньому розташуванні фокуса літак є статично стійким з перевантаження, тобто, при зміні кута атаки на величину  $\Delta\alpha$  приріст піднімальної сили  $\Delta Y_a$  спричиняє момент  $M_z(\alpha)$ , спрямований на усунення відхилення кута атаки. На рис. 1.13 показаний характер зміни коефіцієнта аеродинамічного моменту тангажа  $m_z$  від  $\alpha$ . Видно, що при  $\alpha = \alpha_H$  раніше стійкий літак стає статично нейтральний з переван-

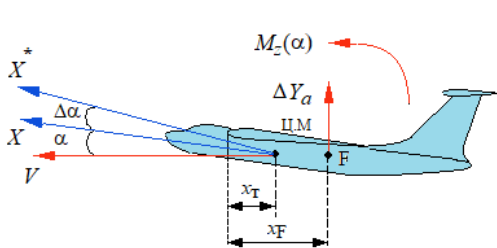


Рис.1.12

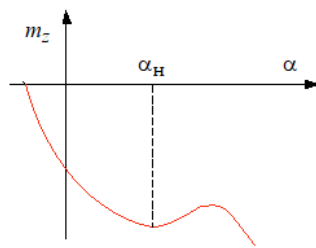


Рис.1.13

таження, оскільки приріст кута атаки не викликає приріст моменту  $M_z$ , а при  $\alpha > \alpha_H$  літак стає статично нестійкий: позитивний приріст кута атаки спричиняє позитивний приріст моменту  $M_z$ . Тут можливий підхват літака з перевантаження, тобто, несвавільне збільшення перевантаження при фіксованому положенні руля висоти.

Залежності  $m_z(\omega_z)$ ,  $m_x(\omega_x)$ ,  $m_y(\omega_y)$  характеризують власні аеродинамічні демпфіруючі моменти тангажа, крену та ристання, які гасять кутові коливання літака. При обертанні літака його частини обтікаються додатковим повітряним потоком. Цей потік змінює місцеві кути атаки та ковзання, що викликає додаткові аеродинамічні сили, які відносно центра мас створюють демпфіруючі моменти. Демпфіруючі моменти діють тільки при наявності кутової швидкості й спрямовані у бік, протилежний обертанню.

У літаків нормальної схеми демпфіруючі моменти створюються головним чином горизонтальним і вертикальним опереннями (г.о і в.о). Рис.1.14,а ілюструє створення демпфіруючого момен-

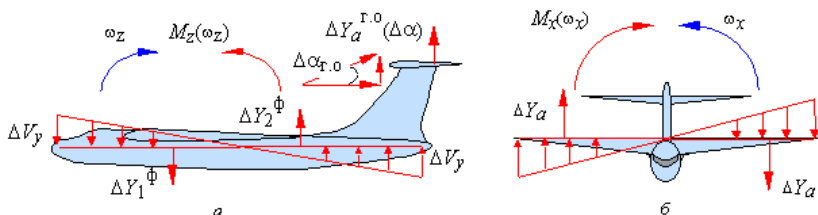


Рис.1.14

ту тангажа  $M_z(\omega_z)$ . Тут  $\Delta Y_a^{г.о}(\alpha)$ ,  $\Delta Y_1^\phi$ ,  $\Delta Y_2^\phi$  – відповідно прирости піднімальних сил горизонтального оперення, передньої та зад-

ньої частин фюзеляжу, які створюються за рахунок зміни місцевих кутів атаки. Місцеві кути атаки елементів конструкції літака виникають за рахунок приросту лінійних швидкостей цих елементів при обертанні літака навколо поперечної осі  $OZ$ .

При обертанні літака навколо поздовжньої осі  $OX$  (рис. 1.14, б) демпфіруючий момент створюється крилом. У крила, що опускається, піднімальна сила за рахунок збільшення місцевих кутів атаки вздовж розмаху крила зростає, у крила, що підіймається, піднімальна сила зменшується. Це викликає аеродинамічний момент крену  $M_x(\omega_x)$ , спрямований проти кутової швидкості  $\omega_x$ .

Залежність  $m_z(\dot{\alpha})$  характеризує демпфіруючий момент тангажа, що обумовлюється запізненням скосу потоку. При створенні піднімальної сили крило відкидає повітряний потік униз зі швидкістю  $V_y$ , внаслідок чого вектор швидкості повертається на кут скосу потоку  $\epsilon$ . Піднімальна сила горизонтального оперення, яке обтікається цим потоком (рис.1.15), визначається як  $Y_a^{\Gamma.o} = Y_a^{\Gamma.o}(\alpha) - Y_a^{\Gamma.o}(\epsilon)$ .

При зміні кута атаки змінюється піднімальна сила горизонтального оперення  $\Delta Y_a^{\Gamma.o} = \Delta Y_a^{\Gamma.o}(\Delta\alpha) - \Delta Y_a^{\Gamma.o}(\Delta\epsilon)$ , але оскільки горизонтальне оперення розташовується на деякій відстані від крила, то потік, що сходить з крила, надходить до горизонтального оперення через деякий час. Тому кут скосу потоку, а також складова піднімальної сили горизонтального

оперення  $\Delta Y_a^{\Gamma.o}(\Delta\epsilon)$  будуть змінюватися з деяким запізненням, пропорційним швидкості зміни кута атаки. Це спричиняє створення

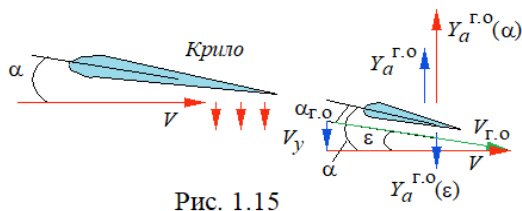


Рис. 1.15

на горизонтальному оперенні додаткової сили, а отож і моменту  $M_z(\dot{\alpha})$ , який протидіє зміні кута атаки.

Залежність  $m_z(V)$  характеризує поздовжню статичну стійкість літака з швидкості. Аналізуючи формулу (1.13), відмітимо:

$$m_z(V) = m_{z_0}(V) + [x_T - x_F(V)]c_{y_a}(V).$$

Залежність коефіцієнта аеродинамічного моменту тангажа від швидкості польоту виявляється, в основному, на надзвукових швидкостях і визначається зміною положення аеродинамічного фокуса при  $M > 1$ , а також залежностями  $m_{z_0} = f(M)$  і  $c_{y_a} = f(M)$ . Залежність  $m_z = f(M)$  проілюстрована на рис. 1.16.

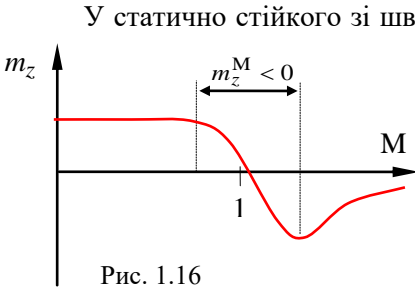


Рис. 1.16

У статично стійкого зі швидкості літака збільшення швидкості викликає приріст піднімальної сили без порушення балансування за моментами, які створюються крилом і стабілізатором. Приріст піднімальної сили викликає вертикальну швидкість, і траєкторія польоту буде викривлюватися вгору. Почне збільшуватись кут нахилу траєкторії з одночасним зменшенням кута атаки, що в свою чергу викликає у статично стійкого з перевантаження літака кабрируючий момент, який збільшує кут тангажа й припиняє зменшення кута атаки. Літак переходить у кабрирування, при цьому з'являється складова сили ваги, яка діє проти сили тяги й відновлює початкову швидкість.

У статично нестійкого зі швидкості літака на числах  $M > 1$  при збільшенні швидкості аеродинамічний фокус зміщується назад і приріст піднімальної сили викликає пікіруючий момент. Літак затагується в пікірування і починає зменшувати кут нахилу траєкторії, а складова сили ваги у цьому випадку додатково збільшує швидкість польоту.

Залежність  $m_y(\beta)$  характеризує шляхову (флюгерну) статичну стійкість літака і визначається в основному характеристиками вертикального оперення та його відстанню до центра мас літака. Момент шляхової стійкості  $M_y(\beta)$  викликається поперечною силою  $Z(\beta)$  (рис. 1.17), яка виникає при ковзанні літака і точка прикладання якої у статично стійкого у шляховому відношенні літака розташовується поза центром мас. У цьому випадку момент шляхової стійкості  $M_y(\beta)$  утримує літак наче флюгер у повітряному струмі.

Залежність  $m_x(\beta)$  характеризує поперечну статичну стійкість літака й визначається ( рис.1.18 ) затінком півкрила фюзеляжем, а також силою  $Z_{в.о}$ , яка виникає при несиметричному обтіканні вертикального оперення, і точка прикладання якої розміщується вище

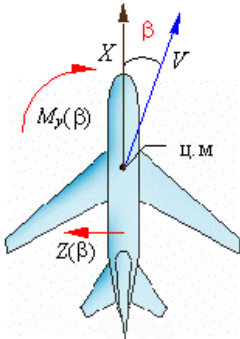


Рис. 1.17

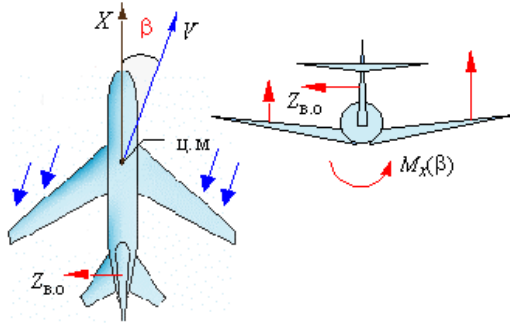


Рис. 1.18

центра мас літака. Крім того  $m_x(\beta)$  залежить від поперечного "V" та стрілоподібності крила, оскільки за рахунок ковзання змінюється фактична стрілоподібність півкрила.

Залежність  $m_x(\omega_y)$  характеризує спіральний момент крену. При обертанні літака навколо нормальної осі  $OY$  ( рис. 1.19) змінюються місцеві швидкості вздовж розмаху крила.

Одне півкрило, що рухається назустріч повітряному потоку, придбає, а друге втрачає прирости лінійної швидкості  $\Delta V_x$ . Це супроводжується зміною

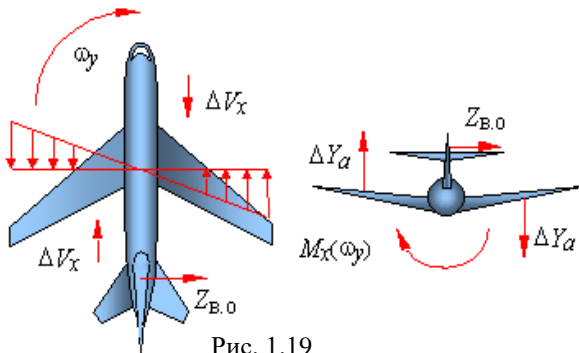


Рис. 1.19

піднімальної сили півкрил на величину  $\Delta Y_a$  і появою моменту  $M_x(\omega_y)$ , який нахилиє літак у бік розвороту. Вертикальне оперення також бере участь у створенні спірального моменту, тому що при

обертанні літака змінюється місцевий кут ковзання вертикального оперення й виникає сила  $Z_{в.о}$ , точка прикладання якої розташовується вище поздовжньої осі.

Залежність  $m_y(\omega_x)$  характеризує спіральний момент ристання. Визначається двома факторами. З одного боку, при обертанні літа-

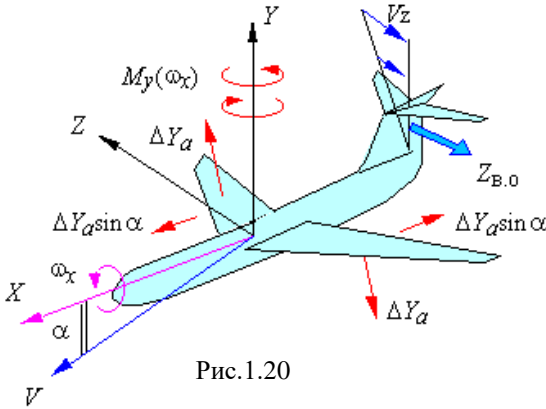


Рис.1.20

ка з кутовою швидкістю  $\omega_x$  (рис. 1.20) вздовж розмаху крила змінюються кути атаки й піднімальні сили півкрил (у крила, що опускається, вона збільшується), як наслідок змінюються поздовжні сили півкрил  $X \approx X_a - Y_a \sin \alpha$  (у крила, що опускається,

вона зменшується), з'являється момент, який розвертає літак у бік крила, що підіймається. З іншого боку вертикальне оперення при обертанні літака з кутовою швидкістю  $\omega_x$  обтікається додатковим повітряним потоком, що в свою чергу викликає поперечну силу  $Z_{в.о}$  і момент  $M_y$ , який розвертає літак у бік крила, що опускається. Співвідношення цих двох моментів обумовлює знак спірального моменту ристання. На великих кутах атаки вертикальне оперення затінюється і головну роль відіграє момент від зміни поздовжніх сил півкрил, а на малих кутах атаки цей момент незначний і визначну роль відіграє момент вертикального оперення.

Залежності  $m_z(\delta_b)$ ,  $m_x(\delta_e)$ ,  $m_y(\delta_n)$  характеризують ефективність руля висоти, елеронів і руля направлення відповідно.

Залежності  $m_x(\delta_n)$ ,  $m_y(\delta_e)$  характеризують перехресний вплив органів управління бічним рухом.

## 1.4. Формування керуючих сил і моментів

Під управлінням літаком розуміють зміну його кутової орієнтації у просторі й зміну траєкторії польоту, тобто зміну розміру та напрямку вектора швидкості літака. Зміна розміру та напрямку вектора швидкості літака пов'язана зі зміною розміру та напрямку рівнодійної сили літака, тобто аеродинамічної сили та тяги. Ці сили називають керуючими.

Аеродинамічні сили, що діють на літак, залежать від кутового положення літака відносно повітряного потоку, а напрямок аеродинамічних сил – від просторового положення літака. Завдяки цьому зміна траєкторії руху здійснюється за допомогою управління кутовим положенням літака. Традиційно як основна аеродинамічна сила використовується піднімальна сила  $Y_a$ , яка залежить від кута атаки, а орієнтація якої в просторі – від кута крену.

Зміна кутового положення літака за рахунок його обертання навколо поперечної осі  $OZ$  (зміна тангажа), навколо нормальної осі  $OY$  (зміна рискання) і поздовжньої осі  $OX$  (зміна крену) викликається відповідними керуючими моментами, які створюються рульовими поверхнями.

Зміна тангажа й відповідні зміни кута атаки та піднімальної сили викликаються моментом, який створюється рулем висоти, встановленим на горизонтальному оперенні, або суцільноповоротним стабілізатором.

Зміна крену й відповідна зміна орієнтації піднімальної сили у просторі спричиняються моментом, який створюється елеронами або диференціальним стабілізатором, флаперонами, інтерцепторами.

Зміна рискання й відповідні зміни кута ковзання та бічної сили  $Z_a$  спричиняються моментом, який створюється рулем направлення, встановленим на вертикальному оперенні.

Недоліком традиційного моментного управління є те, що один і той самий орган управління застосовується і для створення кутової швидкості, і для зміни траєкторії польоту. Внаслідок виникає ефект зворотної траєкторної керованості. Наприклад, для набору висоти пілот відхиляє стабілізатор на збільшення кута атаки. При цьому на стабілізаторі виникає негативний приріст піднімаль-

ної сили, через що літак починає втрачати висоту. Лише через деякий час після відхилення руля та втрати висоти літак, збільшивши кут атаки, починає набирати висоту. Аналогічним недоліком володіє літак і в бічному русі.

Усунути розглянуті недоліки можна, застосовуючи системи безпосереднього управління піднімальною (БУПС) і бічною (БУБС) силами. Ці системи дозволяють здійснювати нові види маневрування та підвищувати інтенсивність звичайних маневрів у вертикальній та горизонтальній площині.

Системи безпосереднього управління аеродинамічними силами, крім традиційних органів управління, використовують додаткові. Одна з рульових поверхонь стає командною. При її переміщенні відхиляються інші поверхні. Для зміни траєкторії польоту основні й додаткові рульові поверхні відхиляються одночасно, причому аеродинамічні моменти обох органів управління взаємно компенсуються, а аеродинамічні сили складаються. При цьому літак переміщується у просторі без зміни свого кутового положення.

Для БУПС одночасно з рулем висоти можуть застосовуватись закрилки, флаперони, інтерцептори або додаткове переднє горизонтальне оперення. Для БУБС поряд з рулем направлення використовується додатковий передній кіль (декіль).

Системи безпосереднього управління аеродинамічними силами дозволяють здійснювати незвичайні маневри у просторі, наприклад, при заході на посадку. При чому деякі маневри виконуються шляхом створення не тільки керуючих сил, але й моментів. Наприклад, зміна кутового положення літака без зміни напрямку траєкторії польоту.

Системи безпосереднього управління аеродинамічними силами у теперішній час активно упроваджуються в літакобудівництві.

Повертаючись до традиційних систем управління літаками, відмітимо, що в динаміці польоту прийнято вважати *кути відхилення органів управління негативними, якщо в наслідок їхнього відхилення виникають позитивні керуючі моменти та позитивні зміни кутового положення літака* (позитивні моменти аеро-



динамічних сил і позитивні моменти, що створюються органами управління, викликають позитивні кутові швидкості та прискорення). На рис. 1.22 показані позитивні та негативні напрямки відхилення органів управління літака  $\delta_B$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_H$  та командних важелів управління (ручки управління та педалів)  $x_B$ ,  $x_e$ ,  $x_H$ . Напрямок переміщення командних важелів управління відповідає інстинктивним діям пілота при парюванні збурень. Наприклад, при випадковому нахиленні літака на праве півкрило пілот інстинктивно відхиляє важіль уліво, при випадковому збільшенні кута тангажа – від себе.

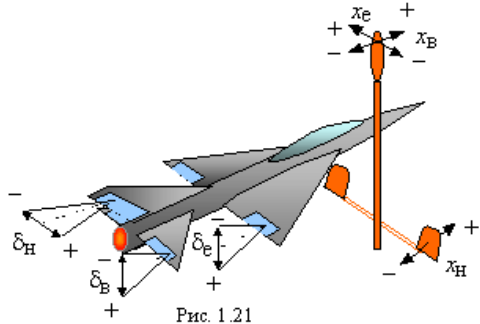


Рис. 1.21

Наприкінці, аналізуючи математичну модель просторового руху літака з точки зору формування керуючих сил і моментів, відмітимо, що в системі рівнянь (1.11) основні керуючі сили, які змінюють траєкторію польоту, це:

- піднімальна сила  $Y_a$ , що змінюється при зміні кута атаки і складова  $Y_a \cos \gamma$  якої змінює кут нахилу траєкторії, а складова  $Y_a \sin \gamma$  – кут шляху при розвороті з креном;

- бічна сила  $Z_a$ , що виникає при ковзанні літака, і складова  $Z_a \cos \gamma$  якої змінює кут шляху при плоскому розвороті;

- сила тяги двигуна  $P$ , яка змінює розмір вектора швидкості польоту  $\vec{V}$  і керувати якою можна за допомогою сектора газу. Силу лобового опору  $X_a$ , змінювати яку можна за рахунок, наприклад, випуску гальмових щитків, а також складову сили ваги  $G \sin \Theta$  слід вважати додатковими керуючими силами.

Керуючі моменти  $M_z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ , що змінюють кутове положення літака, залежать відповідно до (1.12) від висоти та швидкості польоту й характеризуються ефективністю органів управління, яка у свою чергу визначається коефіцієнтами аеродинамічних моментів  $m_z(\delta_B)$ ,  $m_x(\delta_e)$ ,  $m_y(\delta_H)$ .

Отримана система рівнянь (1.11) описує просторовий рух літака і може використовуватися при аналізі контурів автоматичного

управління за допомогою моделювання на ЦОМ. Однак інженерний аналіз контурів управління з використанням цієї моделі дуже складний. Ось чому ідуть по шляху спрощення математичної моделі руху літака. На першому етапі отримання спрощених моделей динаміки руху літака здійснюють розподіл рівнянь просторового руху на поздовжній та бічний рух.

### Контрольні питання

1. Дайте визначення земної, зв'язаної, швидкісної та траєкторної системи координат, якими кутами характеризується взаємне положення рухомих систем координат?
2. Дайте визначення кутів крену, тангажа, ристання, атаки, ковзання, кута шляху та кута нахилу траєкторії.
3. Що таке матриця переходу та напрямляючі косинуси?
4. Використовуючи (1.7)...(1.8), отримати проекції вектора повітряної швидкості на осі нормальної системи координат.
5. Використовуючи (1.7)...(1.9), отримати проекції сили ваги на осі швидкісної системи координат
6. Перелічити основні припущення, що зроблені при отриманні рівнянь просторового руху.
7. Дати загальну характеристику рівнянь просторового руху.
8. Які параметри аеродинамічного компоювання впливають на поздовжню, путьову та поперечну статичну стійкість.
9. Перелічити основні керуючі сили літака, які органи управління створюють відповідні керуючі моменти?
10. Дати визначення позитивних та негативних напрямків відхилення органів управління літака та командних важелів управління.

## Глава 2. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ПОЗДОВЖНЬОГО РУХУ ЛІТАКА

Наявність у ЛА площини симетрії дозволяє розділити його просторовий рух на поздовжній та бічний. До поздовжнього руху відносять рух ЛА у вертикальній площині без крену та ковзання при нейтральному положенні руля направлення 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  $\alpha$ , кутом нахилу траєкторії  $\Theta$ , кутом тангажа  $\vartheta$ , швидкістю  $V$  та висотою польоту  $H$ , а також кутом відхилення руля висоти  $\delta_b$  і тягою  $P$  силової установки.

### 2.1. 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  $\delta_e$ ,  $\delta_H$  дорівнюють нулю.

Тоді система рівнянь, що описує ізольований поздовжній рух літака, зводиться до вигляду:

$$\begin{aligned}m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \Theta; \\mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cos \Theta; \\I_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \alpha &= \vartheta - \Theta; \\ \dot{H} &= V \sin \Theta,\end{aligned}\tag{2.1}$$

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

Кінематичне співвідношення  $\alpha = \vartheta - \Theta$  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 (2.1) – 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 лінійизувати вихідні рівняння. З метою обґрунтування додаткових припущень проаналізуємо динаміку поздовжнього руху літака при східчастому відхиленні руля висоти.

## 2.2. Реакція літака на східчасте відхилення руля висоти. Розподіл поздовжнього руху на довгоперіодичний та короткоперіодичний

При східчастому відхиленні руля висоти виникає момент  $M_z(\delta_B)$ , який обертає літак з кутовою швидкістю  $\omega_z$  навколо поперечної осі  $OZ$ , при цьому змінюється кут тангажа та кут атаки (рис. 2.1).

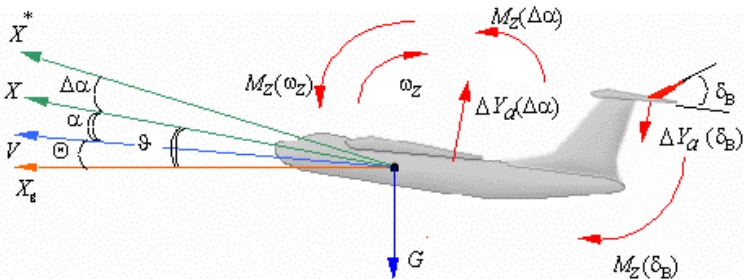


Рис. 2.1

Зміна кута атаки викликає приріст піднімальної сили  $\Delta Y_a(\Delta\alpha)$  і відповідний цьому момент поздовжньої статичної стійкості  $M_z(\Delta\alpha)$ , який протидіє моменту  $M_z(\delta_B)$  і на певному куті атаки його компенсує. Зміна кута атаки припиняється, але оскільки літак во-

лодіє моментом інерції  $I_z$ , то усталювання нового значення кута атаки має коливальний характер. Кутіві коливання літака демпфуються моментом власного аеродинамічного демпфірування  $M_z(\omega_z)$ .

Приріст піднімальної сили  $\Delta Y_a(\Delta\alpha)$  починає змінювати напрям вектора швидкості ( кута нахилу траєкторії  $\Theta$  ), що у свою чергу впливає на кут атаки. Зберігаючи балансуювання моментів, синхронно зі зміною кута  $\Theta$  продовжує змінюватись кут тангажа, при цьому кут атаки залишається постійним.

Кутіві рухи на цьому інтервалі часу відбуваються з великою частотою, тобто мають короткий період, ось чому їх називають *короткоперіодичними*.

Взаємодія сил і моментів у короткоперіодичному русі ілюструється графом, що наведений на рис. 2.2.

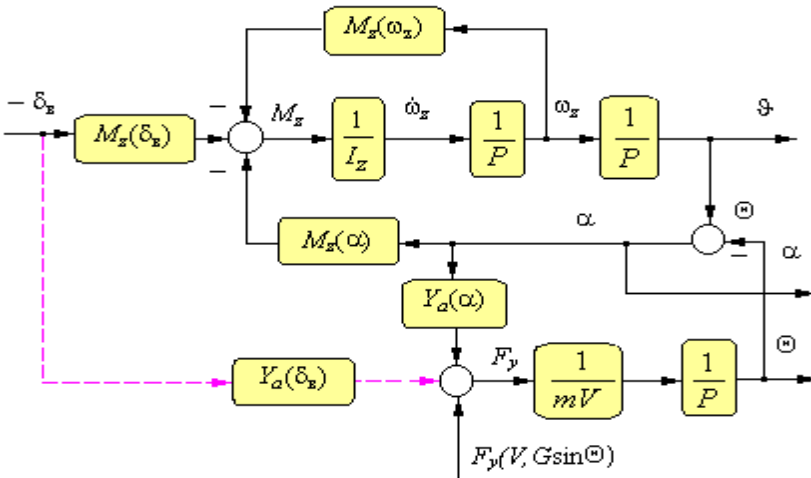


Рис. 2.2

Після закінчення короткоперіодичного руху стає помітним зміна швидкості польоту не лише за напрямком, але також за розміром, в основному, за рахунок дії сили  $G \sin \Theta$ . Зміна швидкості  $\Delta V$  впливає на приріст піднімальної сили і, як наслідок, на кут нахилу траєкторії, що у свою чергу знову змінює швидкість польоту.

Виникають повільно згасаючі коливання вектора швидкості за розміром та напрямком. У темпі зі зміною кута нахилу траєкторії змінюється також кут тангажа, кут атаки при цьому залишається незмінним.

Ці рухи характеризуються низькою частотою, згасають повільно тому, їх прийнято називати *довгоперіодичними* або *фугоїдними*.

Типовий вигляд перехідних функцій поздовжнього руху літака при східчастому моментному збуренні приведений на рис. 2.3.

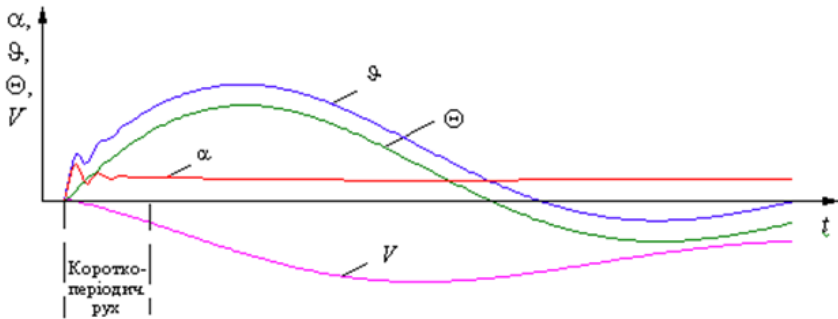


Рис. 2.3

Відмітимо, що при розгляданні динаміки поздовжнього руху літака не враховувалась додаткова піднімальна сила  $\Delta Y_a(\delta_B)$ , яка створюється рулем висоти і яка при наборі висоти спрямована на зменшення загальної піднімальної сили. Тому, особливо для важкого літака, на першому етапі набору висоти спостерігається так звана “просадка”, тобто початкове зменшення кута нахилу траєкторії з одночасним збільшенням кута тангажа. Це відбувається доки приріст піднімальної сили  $\Delta Y_a(\Delta\alpha)$  не компенсує силу  $\Delta Y_a(\delta_B)$ .

При управлінні літаком довгоперіодичні коливання практично не виникають, оскільки гасяться пілотом або системою автоматичного управління.

### 2.3. Лінеаризовані рівняння поздовжнього короткоперіодичного руху літака

Спираючись на розглянуту динаміку поздовжнього руху літака, для аналізу контурів автоматичного управління будемо вико-

ристовувати модель тільки короткоперіодичного руху, тобто, не враховувати зміну розміру вектора швидкості.

Розглядаючи тільки короткоперіодичний рух літака та враховуючи найбільш істотні залежності аеродинамічних сил і моментів, можна при отриманні спрощених рівнянь поздовжнього руху літака прийняти такі припущення:

- враховуючи малість і незначну зміну кута атаки крейсерського режиму польоту, будемо припускати  $\sin\alpha \approx \alpha$ ,  $\cos\alpha \approx 1$ ;
- швидкість польоту в короткоперіодичному русі не змінюється ( $V = V_0 = \text{const}$ ), при цьому перше рівняння системи виводиться в тотожність, а піднімальна сила та аеродинамічний момент не залежать від зміни швидкості польоту;
- відхилення руля висоти не змінює піднімальну силу, а тільки створює момент  $M_z$ , тобто  $Y_a \neq f(\delta_B)$ ;
- тяга двигуна є величина постійна, тобто  $P = \text{const}$ ;
- залежність аеродинамічного моменту від запізнювання скошу потоку незначна, тобто  $M_z \neq f(\dot{\alpha})$ ;
- при малих відхиленнях з висоти залежностями, що обумовлюють зміни сил і моментів від густини повітря (від зміни висоти польоту), можна знехтувати, тобто  $\rho = \rho_0$ . У цьому випадку останнє рівняння системи (2.1) не впливає на інші, тож вони можуть розглядатись без нього.

З урахуванням вище наведеного залежності аеродинамічних сил і моментів спрощуються:

$$Y_a = c_{y_a}(\alpha) \frac{\rho_0 V_0^2}{2} S; \quad M_z = m_z(\alpha, \omega_z, \delta_B) \frac{\rho_0 V_0^2}{2} S \cdot b_A, \quad (2.2)$$

а вихідна система рівнянь короткоперіодичного руху буде мати вигляд:

$$\begin{aligned} mV_0\dot{\Theta} &= P \cdot \alpha + Y_a - mg \cos\Theta; \\ I_z\dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \alpha &= \vartheta - \Theta. \end{aligned} \quad (2.3)$$

Лінеаризуємо систему рівнянь (2.3) з урахуванням зроблених припущень.

Для лінеаризації нелінійної системи рівнянь необхідно призначити незбурений, програмний рух (за програмний рух, як правило, обирається режим прямолінійного горизонтального польоту з невеликим кутом атаки), а параметри збуреного руху подати як суму параметрів незбуреного руху та малих відхилень.

Наприклад,

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_0 + \Delta\alpha; & \vartheta &= \vartheta_0 + \Delta\vartheta; & \Theta &= \Theta_0 + \Delta\Theta; \\ \delta_B &= \delta_{B0} + \Delta\delta_B; & Y_a &= Y_{a0} + \Delta Y_a; & M_z &= M_{z0} + \Delta M_z; \end{aligned} \quad (2.4)$$

де  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\vartheta$ ,  $\Delta\Theta$ ,  $\Delta\delta_B$ ,  $\Delta Y_a$ ,  $\Delta M_z$  – малі прирости параметрів поздовжнього руху;  $\alpha_0$ ,  $\vartheta_0$ ,  $\Theta_0$ ,  $\delta_{B0}$ ,  $Y_{a0}$ ,  $M_{z0}$  – програмні (балансувальні) значення параметрів поздовжнього руху.

Сутність лінеаризації в тому, що від лівої та правої частин кожного рівняння необхідно взяти лише лінійні частини приростів параметрів руху, сил і моментів. Цю операцію зручно вчиняти за правилами знаходження повного диференціала. Для подання нелінійних залежностей вихідної системи рівнянь у вигляді (2.4) 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 (2.2) має вигляд:

$$\begin{aligned} Y_a &= Y_{a0} + Y_a^\alpha \Delta\alpha; \\ M_z &= M_{z0} + M_z^\alpha \Delta\alpha + M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z + M_z^{\delta_B} \Delta\delta_B; \\ mg \cos \Theta &= mg \cos \Theta_0 - (mg \sin \Theta_0) \Delta\Theta = mg \cos \Theta_0. \end{aligned} \quad (2.5)$$



В останньому виразі (2.5) враховано, що для умов програмного горизонтального польоту  $\sin\Theta_0 = 0$ .

Підставимо отримані вирази у вихідну систему рівнянь і відніmemo з цих рівнянь параметри незбуреного руху. Для запису системи диференціальних рівнянь у формі Коші розділимо перше рівняння на  $mV_0$ , а друге на  $I_z$ .

Після зведення подібних членів отримаємо лінеаризовані рівняння поздовжнього руху у вигляді:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\Theta} + a_y^\alpha \Delta\alpha &= 0; \\ \Delta\dot{\omega}_z + a_{m_z}^\alpha \Delta\alpha + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta\omega_z &= a_{m_z}^{\delta_B} \Delta\delta_B; \\ \Delta\dot{\vartheta} &= \Delta\omega_z; \\ \Delta\alpha &= \Delta\vartheta - \Delta\Theta. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь мають вигляд:

$$a_y^\alpha = -\frac{(Y_a^\alpha + P_0)}{mV_0}; \quad a_{m_z}^\alpha = -\frac{M_z^\alpha}{I_z}; \quad a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z}; \quad a_{m_z}^{\delta_B} = \frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}.$$

Докладний вивід лінеаризованих рівнянь на основі повної системи рівнянь ізольованого поздовжнього руху (2.1) приведений в дод. 2.

Математична модель (2.6) не враховує збурення, що діють на літак. Серед збурень, що діють на літак, можна виділити:

– збурення, що порушують рівновагу сил, діючих на літак, наприклад, скидання вантажу. Дію цих збурень можна врахувати шляхом додаванням до першого рівняння – рівняння сил члена  $f_y^{зб}$ , значення якого пропорційне діючому збуренню;

– збурення, що порушують рівновагу моментів, діючих на літак, наприклад, випуск шасі, закрилків і т.ін. Дію цих збурень можна звести до додаткового відхилення руля висоти і описати у другому рівнянні – рівнянні моментів як член  $\delta_B^f$ ;

– вітрові збурення. Ці збурення можуть діяти у вигляді регулярного (невипадкового) вітру та випадкових поривів вітру, які викликаються атмосферною турбулентністю.

Випадковий вітер, що спричиняється атмосферною турбулентністю, значно впливає на точність пілотування літака. Випадкові

функції, які описують турбулентність атмосфери, вважаються стаціонарними. Основою цього припущення є значна відстань області з однаковими характеристиками турбулентності, тобто, зміни статистичних характеристик відбуваються достатньо повільно.

Відомо, що центрованої стаціонарний ергодичний випадковий процес може бути описаний власною спектральною щільністю. Для нормальної складової атмосферної турбулентності загальнови-знаною є така математична модель (модель Драйдена):

$$S_{w_B}(\omega) = \frac{\sigma_w^2 \cdot L \left[ 1 + 3 \left( \frac{\omega L}{V} \right)^2 \right]}{V \cdot \left[ 1 + \left( \frac{\omega L}{V} \right)^2 \right]^2}, \quad (2.7)$$

де  $S_{w_B}(\omega)$  – спектральна щільність нормальної складової атмосфе-рної турбулентності;  $\sigma_w$  – середньоквадратичне значення швидко-сті випадкового вітру;  $L$  – лінійний масштаб турбулентності;  $V$  – швидкість польоту.

Атмосферу вважають практично спокійною, якщо  $\sigma_w > 0,5$  м/с, і дуже збуреною, якщо  $\sigma_w > 2,5$  м/с. Лінійний масш-таб турбулентності в залежності від метеоумов, пори року та інших чинників приймає значення в інтервалі  $L = (100 \dots 1000)$  м.

При дослідженні САУ польотом ЛА спектральна щільність нормальної складової атмосферної турбулентності може бути виді-лена з білого шуму за допомогою формуючого фільтра, тобто за-мість (2.7) можна використовувати

$$S_{w_B}(\omega) = |W_\Phi(j\omega)|^2 S_0.$$

де  $W_\Phi(j\omega)$  – формуючий фільтр;  $S_0$  – інтенсивність білого шуму

Якщо за інтенсивність білого шуму прийняти величину

$$S_0 = \frac{\sigma_w^2 L}{V},$$

то для вертикальної складової атмосферної турбулентності переда-точна функція формуючого фільтра буде мати вигляд:

$$W_{\phi}(p) = \frac{\sqrt{3T_{\phi} p + 1}}{(T_{\phi} p + 1)^2},$$

де  $T_{\phi} = L/V$ .

Оцінимо вплив вітрових збурень на поздовжній рух літака. Припустимо, що спочатку політ здійснюється в нерухомій атмосфері зі швидкістю  $V$ , кутом тангажа  $\vartheta$  та кутом атаки  $\alpha^*$  (рис. 2.4).

Нехай на літак раптово діє випадковий порив вертикального вітру  $W_B$ . Це рівнозначно зміні кута атаки на значення  $\alpha_w$ . Оскільки

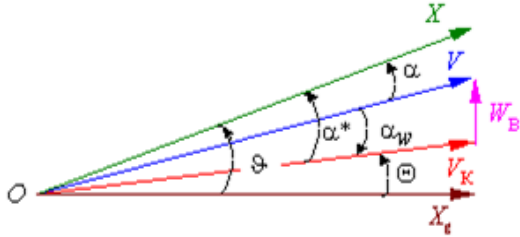


Рис. 2.4

кут тангажа не може змінитися миттєво, то кінематичне співвідношення для кута атаки набуває вигляду:

$$\alpha = \vartheta - \Theta + \alpha_w.$$

Якщо відношення  $V/W_B$  достатньо велике, то приріст кута атаки від швидкості вертикального вітру приблизно має вигляд:

$$\alpha_w = \frac{W_B}{V}.$$

Відповідно середньоквадратичне відхилення кута атаки дорівнює

$$\sigma_{\alpha_w} = \frac{\sigma_{W_B}}{V},$$

де  $\sigma_{W_B}$  – середньоквадратичне значення швидкості вертикального вітру.

Таким чином, дія вітрових збурень враховується шляхом додавання до геометричного рівняння складової  $\alpha_w$ . З урахуванням вищевказаного система лінеаризованих рівнянь поздовжнього руху, що враховує основні діючі збурення, має вигляд:

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{\Theta} + a_y^\alpha \Delta \alpha &= f_y^{3\delta}; \\
\Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_B} (\Delta \delta_B + \delta_B^f); \\
\Delta \dot{\vartheta} &= \Delta \omega_z; \\
\Delta \alpha &= \Delta \vartheta - \Delta \Theta + \alpha_w.
\end{aligned} \tag{2.8}$$

Перетворимо систему рівнянь (2.8). Після диференціювання співвідношення  $\Delta \alpha = \Delta \vartheta - \Delta \Theta + \alpha_w$  та підставлення в нього  $\Delta \dot{\vartheta} = \Delta \omega_z$  можна з урахуванням першого рівняння системи (2.6) отримати

$$\Delta \dot{\alpha} = \Delta \omega_z + a_y^\alpha \Delta \alpha + \dot{\alpha}_w. \tag{2.9}$$

У теорії автоматичного управління прийнято записувати математичні моделі в безрозмірній формі, тобто вводити відносні (безрозмірні) координати. При цьому попередньо необхідно обрати базові значення змінних величин. Наприклад:  $\bar{x} = \frac{\Delta x}{x_0}$ ,

де  $x_0$  – базове значення перемінної  $x$ .

Обираючи за базову величину для кутових параметрів значення один радіан, отримаємо:

$$\bar{\Theta} = \Delta \Theta; \bar{\alpha} = \Delta \alpha; \bar{\vartheta} = \Delta \vartheta; \bar{\delta}_B = \Delta \delta_B.$$

У подальшому риску над позначенням безрозмірних параметрів будемо пропускати.

Лінійна модель поздовжнього короткоперіодичного руху в безрозмірній формі з урахуванням рівняння (2.9) приймає такий вигляд:

$$\begin{aligned}
\dot{\Theta} + a_y^\alpha \alpha &= f_y^{3\delta}; \\
\dot{\omega}_z + a_{m_z}^\alpha \alpha + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_B} (\delta_B + \delta_B^f); \\
\dot{\alpha} - \omega_z - a_y^\alpha \alpha &= \dot{\alpha}_w.
\end{aligned} \tag{2.10}$$

Далі, застосовуючи перетворення Лапласа до системи (2.10) при нульових початкових умовах, отримаємо математичну модель поздовжнього короткоперіодичного руху в операційній формі:

$$\begin{aligned}
 p\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= f_y^{3\bar{6}}(p); \\
 (p + a_{m_z}^{\omega_z})\omega_z(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} [\delta_B(p) + \delta_B^f(p)]; \\
 -\omega_z(p) + (p - a_y^\alpha)\alpha(p) &= p\alpha_w(p).
 \end{aligned}
 \tag{2.11}$$

Перше рівняння системи (2.11) не залежить від інших і може розглядатися окремо.

На практиці для аналізу контурів автоматичного управління використовують структурні схеми математичних моделей літака, що отримані на основі передаточних функцій.

#### 2.4. Передаточні функції та структурні схеми математичної моделі поздовжнього руху

Передаточна функція  $W_{\text{вих}}^{\text{BX}}(p)$  це відношення зображення вихідної величини  $U_{\text{вих}}(p)$  до зображення вхідної величини  $U_{\text{вх}}(p)$  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 доцільно мати від'ємний знак і перед передаточною функцією.

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

Системі рівнянь, що описують короткоперіодичний рух, відповідають рішення:

$$\begin{aligned}
 \omega_z(p) &= \frac{a_{m_z}^{\delta_B} (p - a_y^\alpha)}{p^2 + a_1 p + a_0} \delta_B(p); \\
 \alpha(p) &= \frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{p^2 + a_1 p + a_0} \delta_B(p),
 \end{aligned}
 \tag{2.12}$$

де  $p^2 + a_1 p + a_0$  – характеристичний поліном (головний визначник системи рівнянь 2.11) з коефіцієнтами:

$$a_1 = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha; \quad a_0 = a_{m_z}^\alpha - a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha.$$

Тоді передаточні функції, що зв'язують кут атаки та кутову швидкість тангажа з відхиленням руля висоти, можуть бути отримані з (2.12) у вигляді:

$$W_\alpha^B(p) = -\frac{\alpha(p)}{\delta_B(p)} = \frac{-a_{m_z}^{\delta_B}}{p^2 + a_1 p + a_0}; \quad (2.13)$$

$$W_{\dot{\theta}}^B(p) = -\frac{\omega_z(p)}{\delta_B(p)} = \frac{-a_{m_z}^{\delta_B} (p - a_y^\alpha)}{p^2 + a_1 p + a_0}.$$

Для того щоб передаточні функції мали стандартний вигляд, прийнятий в теорії автоматичного управління, введемо позначення:

$$\omega_\alpha^2 = a_0; \quad 2\xi_\alpha \omega_\alpha = a_1, \quad \text{звідки} \quad \xi_\alpha = \frac{a_1}{2\omega_\alpha} = \frac{a_1}{2\sqrt{a_0}};$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha}; \quad K_\alpha^B = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_\alpha^2}; \quad K_{\dot{\theta}}^B = \frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_\alpha^2} a_y^\alpha = \frac{K_\alpha^B}{T_\theta}.$$

Ураховуючи ці співвідношення, отримаємо передаточні функції (2.13) у вигляді:

$$W_\alpha^B(p) = \frac{K_\alpha^B \omega_\alpha^2}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2}; \quad (2.14)$$

$$W_{\dot{\theta}}^B(p) = \frac{K_{\dot{\theta}}^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} = W_\alpha^B(p) \frac{(T_\theta p + 1)}{T_\theta}. \quad (2.15)$$

Використовуючи  $\mathcal{G}(p) = \frac{\omega_z(p)}{p}$  та  $\Theta(p) = -\frac{a_y^\alpha \alpha(p)}{p}$ , отримаємо передаточні функції:

$$W_{\dot{\theta}}^B(p) = -\frac{\mathcal{G}(p)}{\delta_B(p)} = W_{\dot{\theta}}^B(p) \frac{1}{p} = \frac{K_{\dot{\theta}}^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{(p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2)p}; \quad (2.16)$$

$$W_\Theta^B(p) = -\frac{\Theta(p)}{\delta_B(p)} = W_\alpha^B(p) \frac{a_y^\alpha}{p} = \frac{K_\alpha^B \omega_\alpha^2}{(p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2)p}. \quad (2.17)$$

Традиційно найважливішим параметром, що характеризує поздовжній рух літака, є нормальне перевантаження – відношення результуючої сили до сили ваги.

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}}{\bar{G}},$$

де  $\bar{R} = \bar{P} + \bar{R}_a$  – результуюча сила;  $\bar{P}$  – тяга двигуна,  $\bar{R}_a$  – результуюча аеродинамічна сила,  $\bar{G} = m\bar{g}$  – сила ваги.

У проекції на вісь  $OY_a$  швидкісної системи координат нормальне перевантаження визначається як

$$n_y = \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mg}.$$

Друге рівняння сил –  $\dot{\Theta} = \frac{1}{mV} (P \sin \alpha + Y_a - G \cos \Theta) -$

можна записати, використовуючи перевантаження  $n_y$ , у вигляді:

$$\dot{\Theta} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \Theta).$$

Лінеаризуючи це рівняння, отримаємо

$$\Delta \dot{\Theta} = \frac{g}{V} (\Delta n_y - \sin \Theta_0 \Delta \Theta).$$

Для умов програмного горизонтального польоту ( $\sin \Theta_0 = 0$ )

$$\Delta \dot{\Theta} = \frac{g}{V} \Delta n_y.$$

Ураховуючи це співвідношення, отримаємо передаточну функцію з нормального перевантаження.

$$W_{n_y}^B(p) = -\frac{n_y(p)}{\delta_B(p)} = p W_{\Theta}^B(p) \frac{V}{g} = \frac{K_{n_y}^B \omega_\alpha^2}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2}, \quad (2.18)$$

де  $K_{n_y}^B = \frac{V}{g} K_{\dot{\Theta}}^B$ .

За допомогою отриманих вище передаточних функцій можна побудувати структурні схеми математичних моделей, наприклад такі, що наведені на рис. 2.5, і які в подальшому можна використовувати при аналізі контурів автоматичного управління польотом.

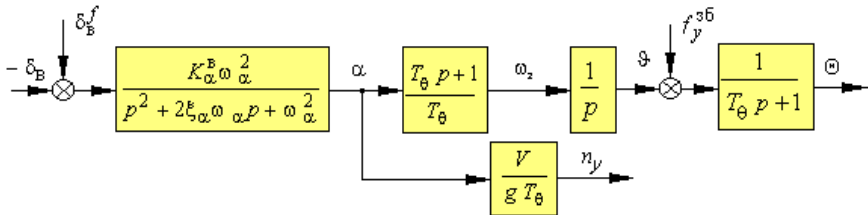


Рис. 2.5

На структурній схемі показані основні збурення, що діють на літак:  $\delta_B^f$  – моментні збурення (наприклад, випуск шасі), що еквівалентні відхиленню руля висоти;  $f_y^{3b}$  – збурення, що порушують баланс сил у вертикальній площині (наприклад, скидання вантажу, або зміна піднімальної сили під впливом вертикального потоку повітря).

Для аналізу та синтезу САУ ЛА широко застосовують частотні методи, зокрема логарифмічні амплітудно-частотні характеристики (ЛАЧХ). На рис. 2.6...2.9 показані ЛАЧХ поздовжнього руху, які відповідають передаточним функціям (2.14) ÷ (2.17). На графіках виділені асимптотичні ЛАЧХ, на вітках яких вказаний нахил у децибелах на декаду (дб/дек). На рис. 2.6 крім асимптотичної показані реальні ЛАЧХ  $L_\alpha^B$  для різних коефіцієнтів згасання  $\xi_\alpha$

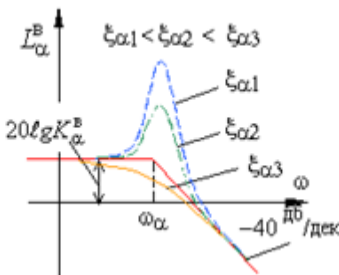


Рис. 2.6

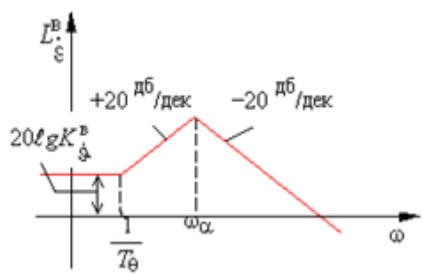


Рис. 2.7



Передаточній функції з нормального перевантаження (2.18) відповідає ЛАЧХ, що аналогічна передаточній функції з кута атаки, але з низькочастотною асимптотою на рівні  $20\lg K_{n_y}^B$ . При керуванні кутом атаки (перевантаженням) математична модель поздовжнього руху є проста коливальна ланка з  $\xi_{\alpha} < 1$ .

Характеристика  $L_{\vartheta}^B(\omega)$  відповідає послідовному з'єднанню простої коливальної та форсууючої ланок. Наявність форсууючої ланки забезпечує позитивний зсув за фазою навіть до частоти  $\omega_{\alpha}$  (для статично стійкого літака частота  $\omega_{\alpha}$  завжди більше частоти  $1/T_{\theta}$ ), що значно полегшує синтез якісних контурів управління кутовою швидкістю тангажа.

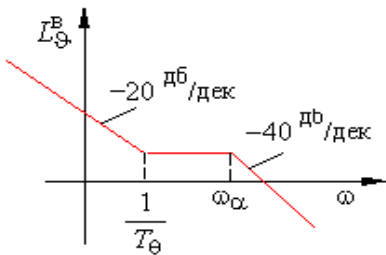


Рис. 2.8

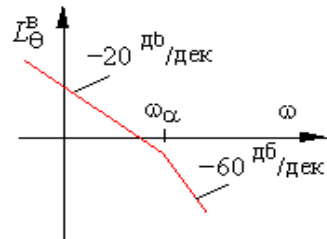


Рис. 2.9

Передаточній функції з кута тангажа відповідає характеристика  $L_{\vartheta}^B(\omega)$ , яку можна отримати якщо скласти частотну характеристику  $L_{\alpha}^B(\omega)$  та інтегровальної ланки.

Перехідні характеристики математичної моделі поздовжнього короткоперіодичного руху у відповідь на східчає моментне збурення наведені на рис. 2.10.

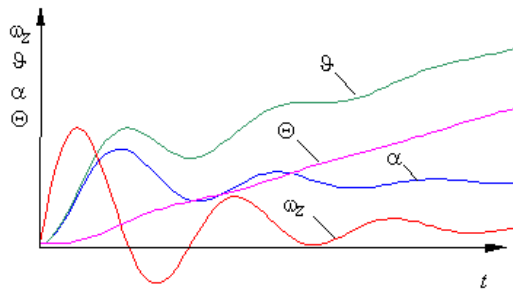


Рис. 2.10

У подальшому отримані математичні моделі будуть використовуватись для аналізу та синтезу контурів автоматичного управління поздовжнім рухом літака.

### **Контрольні питання**

1. Використовуючи повну систему рівнянь просторового руху отримати замкнену систему рівнянь, яка описує поздовжній рух літака.

2. Описати динаміку поздовжнього руху літака, показати що він умовно розділюється на короткоперіодичний та довгоперіодичний рух.

3. Які параметри характеризують короткоперіодичний рух літака?

4. Перелічити основні припущення, що зроблені при отриманні рівнянь короткоперіодичного руху.

5. Проведіть лінеаризацію одного з нелінійних рівнянь поздовжнього руху.

6. Яким чином у рівняннях враховуються діючі на літак збурення?

7. Які коефіцієнти лінеаризованих рівнянь поздовжнього короткоперіодичного руху характеризують поздовжню статичну стійкість літака з перевантаження та власне аеродинамічне демпфювання?

8. Які додаткові перетворення зроблені при отриманні лінеаризованих рівнянь короткоперіодичного руху у безрозмірної операційної формі?

9. Напишіть передаточні функції літака для кута атаки та для кутової швидкості тангажа по відношенню до руля висоти.

### Глава 3. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ БІЧНОГО РУХУ ЛІТАКА

До бічного руху літака прийнято відносити рух центра мас літака вздовж поперечної осі та його обертання навколо нормальної осі  $OY$  і поздовжньої осі  $OX$  зв'язаної системи координат. До параметрів бічного руху відносять кути ковзання  $\beta$ , крену  $\gamma$  та ристання  $\psi$  й їх кутові швидкості, а також бічне переміщення літального апарата  $Z$ . Управління бічним рухом здійснюється шляхом відхилення елеронів  $\delta_e$  та руля направлення  $\delta_n$ . Вивчення бічного руху будемо проводити в зв'язаній та траєкторній системах координат.

#### 3.1. Виділення рівнянь бічного руху з повної системи рівнянь просторового руху. Рівняння ізольованого бічного руху

При вивченні ізольованого бічного руху вважають, що його параметри не залежать від характеристик поздовжнього руху. Це припущення виконується при постійності кінематичних параметрів поздовжнього руху  $V$ ,  $\alpha$ ,  $\Theta$ . Як правило, за програмний (незбурений) режим польоту обирається горизонтальний політ ( $\Theta = 0$ ) з постійною швидкістю та невеликими кутами атаки.

Таким чином першими припущеннями при отриманні рівнянь ізольованого бічного руху є:

- $V = \text{const}$ ;
- $\Theta = 0$ , тоді  $\cos\Theta = 1$ ,  $\sin\Theta = 0$ ;
- $\alpha = \vartheta \approx 0$ , тоді  $\cos\alpha = \cos\vartheta \approx 1$ ,  $\sin\alpha = \sin\vartheta \approx 0$ .

З урахуванням цих припущень повна система, що описує бічний рух літака, виділяється з системи рівнянь (1.11) просторового руху й набуває вигляду:

$$\begin{aligned} -mV\dot{\Psi} &= -P \sin \beta \cos \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a; \\ J_x \dot{\omega}_x &= M_x; \\ J_y \dot{\omega}_y &= M_y; \\ \dot{\Psi} &= \omega_y; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x; \\ \beta &= \psi - \Psi \end{aligned} \tag{3.1}$$

Останнє рівняння не впливає на інші й може розглядатися ізольовано.

При подальшому спрощенні будемо вважати незначними зміни кутів  $\gamma$  та  $\beta$  (за програмний політ обирається прямолінійний політ без ковзання), тобто:

$$\sin\beta \approx \beta, \sin\gamma \approx \gamma, \sin(\psi - \Psi) \approx (\psi - \Psi), \cos\gamma \approx 1, \cos\beta \approx 1.$$

У цьому випадку система рівнянь (3.1) спрощується й з урахуванням  $\gamma_a = \gamma$  буде мати вигляд:

$$\begin{aligned} -mV\dot{\Psi} &= -P \cdot \beta + Y_a \cdot \gamma + Z_a; \\ J_x \dot{\omega}_x &= M_x; \\ J_y \dot{\omega}_y &= M_y; \\ \dot{\psi} &= \omega_y; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x; \\ \beta &= \psi - \Psi. \end{aligned} \tag{3.2}$$

Система рівнянь (3.2) є нелінійною, оскільки містить у своєму складі функціональні залежності:

$$\begin{aligned} Z_a &= c_{z_a}(\beta, \delta_H) \frac{\rho V^2}{2} S; \\ M_x &= m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_H) \frac{\rho V^2}{2} S l; \\ M_y &= m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_e, \delta_H) \frac{\rho V^2}{2} S l. \end{aligned}$$

Тому подальше спрощення рівнянь бічного руху літака – це лінеаризація системи рівнянь.

### 3.2. Лінеаризація рівнянь бічного руху літака

Лінеаризацію будемо здійснювати для режиму прямолінійного горизонтального польоту з постійною швидкістю й малими кутами атаки та ковзання. Докладно сутність лінеаризації викладалась у попередній главі.

Прийmemo додаткове припущення

$$Z_a \neq Z_a(\delta_H), \tag{3.3}$$

тобто, відхилення руля направлення створює тільки момент. Лінеаризуючи систему рівнянь (3.2), з урахуванням (3.3) отримуємо:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\Psi} - a_z^\beta \Delta \beta - a_z^\gamma \Delta \gamma &= 0; \\ \Delta \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta \omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \Delta \omega_y + a_{m_x}^\beta \Delta \beta &= a_{m_x}^{\delta_H} \Delta \delta_H + a_{m_x}^{\delta_e} \Delta \delta_e; \\ \Delta \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \Delta \omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta \omega_y + a_{m_y}^\beta \Delta \beta &= a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H + a_{m_y}^{\delta_e} \Delta \delta_e; \quad (3.4) \\ \Delta \dot{\psi} &= \Delta \omega_y; \\ \Delta \dot{\gamma} &= \Delta \omega_x; \\ \Delta \beta &= \Delta \psi - \Delta \Psi. \end{aligned}$$

З урахуванням (3.3) коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь (3.4) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_z^\beta &= \frac{P}{mV} - \frac{\rho V S}{2m} c_{z_a}^\beta; \quad a_z^\gamma = -\frac{Y_a}{mV} \quad (\text{при } Y_{a_{г.п}} = mg \quad a_z^\gamma = -\frac{g}{V}); \\ a_{m_x}^{\omega_x} &= -K_x m_x^{\omega_x}; \quad a_{m_x}^{\omega_y} = -K_x m_x^{\omega_y}; \quad a_{m_x}^\beta = -K_x m_x^\beta; \\ a_{m_x}^{\delta_e} &= K_x m_x^{\delta_e}; \quad a_{m_x}^{\delta_H} = K_x m_x^{\delta_H}; \quad a_{m_y}^{\omega_x} = -K_y m_y^{\omega_x}; \quad (3.5) \\ a_{m_y}^{\omega_y} &= -K_y m_y^{\omega_y}; \quad a_{m_y}^\beta = -K_y m_y^\beta; \quad a_{m_y}^{\delta_e} = K_y m_y^{\delta_e}; \quad a_{m_y}^{\delta_H} = K_y m_y^{\delta_H}, \end{aligned}$$

$$\text{де } -K_x = \frac{\rho V^2}{2I_x} S l, \quad K_y = \frac{\rho V^2}{2I_y} S l.$$

Математична модель (3.4) не враховує збурення, що діють на літак. Серед збурень, що діють на літак, можна виділити:

– збурення, що порушують рівновагу сил, діючих на літак, наприклад, неврахована сила  $Z_a = Z_a(\delta_H)$ . Дію цих збурень можна врахувати шляхом додавання до першого рівняння – рівняння сил члена  $f_z^{зб}$ , розмір якого пропорційний діючому збуренню;

– збурення, що порушують рівновагу моментів, діючих на літак, наприклад: відмова двигуна для багатомоторного літака (збурюючий момент  $M_y$ ), скидання вантажу з під одного півкрила (збурюючий момент  $M_x$ ). Дію цих збурень можна звести до додатково-

го відхилення елеронів і руля направлення та описати у другому рівнянні як член  $\delta_e^f$ , а у третьому рівнянні як член  $\delta_H^f$ .

– вітрові збурення. Вплив горизонтальної складової вітрових збурень враховується шляхом додавання до геометричного рівняння кута знесення  $\beta_{3H}$ .

З урахуванням вище наведеного система лінеаризованих рівнянь бічного руху, що враховує основні діючі збурення, має вигляд:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\Psi} - a_z^\beta \Delta\beta - a_z^\gamma \Delta\gamma &= f_z^{3\beta}; \\ \Delta\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta\omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \Delta\omega_y + a_{m_x}^\beta \Delta\beta &= a_{m_x}^{\delta_H} \Delta\delta_H + a_{m_x}^{\delta_e} (\Delta\delta_e + \delta_e^f); \\ \Delta\dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \Delta\omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta\omega_y + a_{m_y}^\beta \Delta\beta &= a_{m_y}^{\delta_H} (\Delta\delta_H + \delta_H^f) + a_{m_y}^{\delta_e} \Delta\delta_e; \quad (3.6) \\ \Delta\dot{\Psi} &= \Delta\omega_y; \\ \Delta\dot{\gamma} &= \Delta\omega_x; \\ \Delta\beta &= \Delta\Psi - \Delta\Psi + \beta_{3H}. \end{aligned}$$

Перетворимо отриману систему рівнянь. Після диференціювання останнього рівняння системи (3.6) і підставлення в нього  $\Delta\dot{\Psi} = \Delta\omega_y$ , з урахуванням першого рівняння запишемо математичну модель в безрозмірній формі (за базову величину для кутових параметрів бічного руху прийнята величина один радіан). Ризику над позначенням безрозмірного параметра (як було домовлено для поздовжнього руху) будемо пропускати. Лінійна модель бічного руху в безрозмірній формі з урахуванням перетворень приймає такий вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\Psi} - a_z^\beta \beta - a_z^\gamma \gamma &= f_z^{3\beta}; \\ \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \omega_y + a_{m_x}^\beta \beta &= a_{m_x}^{\delta_H} \delta_H + a_{m_x}^{\delta_e} (\delta_e + \delta_e^f); \\ \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \omega_y + a_{m_y}^\beta \beta &= a_{m_y}^{\delta_H} (\delta_H + \delta_H^f) + a_{m_y}^{\delta_e} \delta_e; \quad (3.7) \\ \dot{\beta} - \omega_y + a_z^\beta \beta + a_z^\gamma \gamma &= \dot{\beta}_{3H} + f_z^{3\beta}; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x. \end{aligned}$$

Перше рівняння системи (3.7) не впливає на інші і може розглядатися відокремлено.

Застосовуючи перетворення Лапласа до цієї системи рівнянь при нульових початкових умовах, отримаємо математичну модель бічного руху в операційній формі:

$$\begin{aligned}
 (p + a_{m_x}^{\omega_x})\omega_x(p) + a_{m_x}^{\omega_y}\omega_y(p) + a_{m_x}^{\beta}\beta(p) &= a_{m_x}^{\delta_c} [\delta_c(p) + \delta_c^f(p)] + a_{m_x}^{\delta_H} \delta_H(p); \\
 a_{m_y}^{\omega_x}\omega_x(p) + (p + a_{m_y}^{\omega_y})\omega_y(p) + a_{m_y}^{\beta}\beta(p) &= a_{m_y}^{\delta_H} [\delta_H(p) + \delta_H^f(p)] + a_{m_y}^{\delta_c} \delta_c(p); \\
 -\omega_y(p) + (p + a_z^{\beta})\beta(p) + a_z^{\gamma}\gamma(p) &= p \cdot \beta_{зН}(p) + f_z^{3\delta}(p); \\
 -\omega_x(p) + p\gamma(p) &= 0.
 \end{aligned}
 \tag{3.8}$$

Для подальшого спрощення рівнянь бічного руху проаналізуємо динаміку ізольованих бічних рухів літака при східчастому відхиленні органів управління.

### 3.3. Реакція літака на відхилення руля направлення

При східчастому відхиленні руля направлення виникає момент  $M_y(\delta_H)$ , який обертає літак з кутовою швидкістю  $\omega_y$  навколо нормальної осі  $OY$ , при цьому яскраво виявляється, так званий, малий бічний рух. Фізика поведінки літака у відповідь на моментне збурення  $M_y(\delta_H)$  ілюструється рис.3.1 та графом, що наведений на рис. 3.2.

Обертання літака навколо осі  $OY$  викликає появу кута ризику  $\psi$  і кута ковзання  $\beta$ , який у свою чергу спричиняє силу  $Z_a(\beta)$  і момент шляхової статичної стійкості  $M_y(\beta)$ , спрямований проти моменту  $M_y(\delta_H)$ . На певному куті ковзання момент  $M_y(\beta)$  компенсує момент  $M_y(\delta_H)$ , але оскільки літак воло-

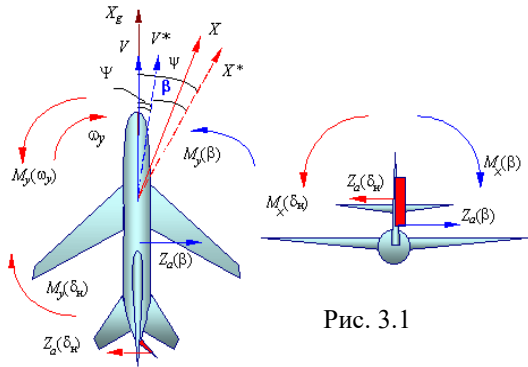


Рис. 3.1

діє інерційністю, то процес усталювання кута ковзання має коливальний характер. Аеродинамічний демпфіруючий момент  $M_y(\omega_y)$  згладжує коливання ЛА з кута ковзання.

Не збалансована сила  $Z_a(\beta)$  починає змінювати напрям вектора швидкості, змінюється кут шляху  $\Psi$ , який у свою чергу впливає на кут ковзання. Для збереження балансу з моментів синхронно зі зміною кута шляху  $\Psi$  продовжує змінюватися кут ризиання  $\psi$ , літак розвертається з постійним кутом ковзання  $\beta$ .

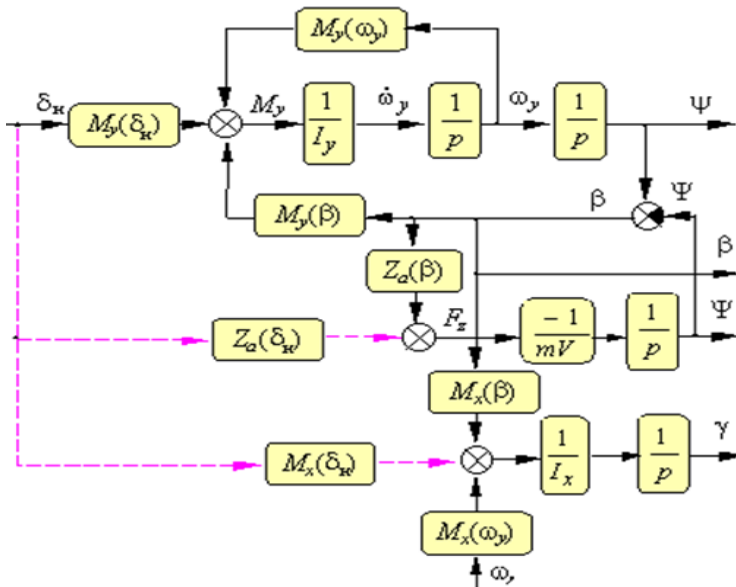


Рис. 3.2

Сила  $Z_a(\beta)$  прикладається вище центра мас і створює момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$ , який нахиляє літак у бік розвороту. Коливання літака з кута ковзання передаються на рух з ризиання та з крену. Спіральний момент  $M_x(\omega_y)$  також бере участь у нахиленні літака, а спіральний момент  $M_y(\omega_x)$  практично не впливає на динаміку малого бічного руху.



Сила  $Z_a(\delta_H)$  також створює момент крену  $M_x(\delta_H)$ . Співвідношення моментів  $M_x(\delta_H)$  і  $M_x(\beta)$  характеризують пряму або зворотну реакцію літака на відхилення руля напрямлення. При  $|M_x(\delta_H)| > |M_x(\beta) + M_x(\omega_y)|$  літак нахилиється у бік протилежний розвороту.

Деякі зв'язки, що не враховуються при розгляданні малого бічного руху, показані на рис. 3.2 штриховою лінією.

Перехідні функції малого бічного руху при східчастому моментному збуренні  $M_y$  мають вигляд, наведений на рис. 3.3.

У режимі так званого плоского розвороту моменти крену компенсуються пілотом або системою автоматичного управління, тобто, виконується умова  $\gamma = 0$ .

Але в малому бічному русі літак починає кренитися,

і виникає складова піднімальної сили  $Y_a \sin \gamma$ , яка спричиняє розвиток великого бічного руху. Літак починає ковзати на похиле півкрило, знову виникають аеродинамічні сили і моменти. У великому бічному русі значну роль починають відіграти спіральні моменти. Але великий бічний рух доцільно розглядати на поведінці вже нахиленого літака або на прикладі динаміки руху літака при відхиленні елеронів.

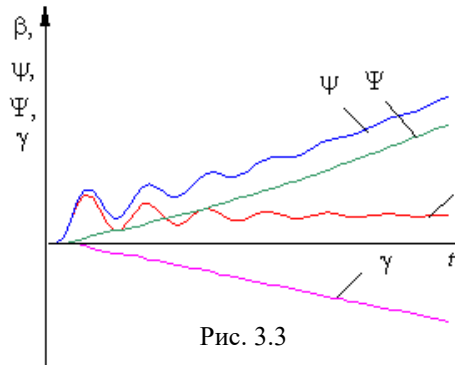


Рис. 3.3

### 3.4. Реакція літака на відхилення елеронів

При відхиленні елеронів (рис.3.4) виникає момент  $M_x(\delta_e)$  і літак починає обертатися з кутовою швидкістю  $\omega_x$  навколо поперечної осі  $OX$ , виникає кут крену  $\gamma$ . Демпфіруючий момент  $M_x(\omega_x)$  протидіє обертанню літака. При нахиленні літака з'являється бічна сила  $Z_G^{Y_a}$  як результуюча сили ваги та піднімальної сили.

Ця сила повертає вектор швидкості; починає змінюватися кут шляху  $\Psi$ , при цьому виникає кут ковзання  $\beta$  і відповідні сила  $Z_a(\beta)$

та момент шляхової статичної стійкості  $M_y(\beta)$ , який розвертає поз-

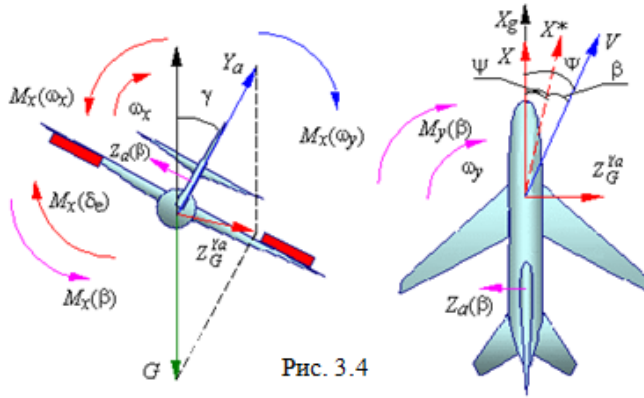


Рис. 3.4

довжню вісь літака з кутовою швидкістю  $\omega_y$  услід за вектором швидкості, тобто змінюється кут ристання  $\psi$ . Сила  $Z_a(\beta)$  спрямована назустріч сили  $Z_G^{Ya}$ , тому вона декілька зменшує швидкість зміни кута шляху  $\Psi$ .

Сила  $Z_a(\beta)$  також спричиняє момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$ , який прагне вивести літак з крену, а кутова швидкість  $\omega_y$  – спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ , який намагається збільшити кут крену. Якщо  $|M_x(\omega_y)| > |M_x(\beta)|$ , то виникає так звана спіральна нестійкість, кут крену після повернення елеронів до нейтралі продовжує збільшуватися, і літак розвертається зі зростаючою кутовою швидкістю.

Фізика поведінки літака при моментному збуренні  $M_x(\delta_e)$  ілюструється графом, що наведений на рис. 3.5.

У режимі координованого розвороту кут крену задається пілотом або САУ, при цьому компенсуються збурюючі моменти крену  $M_x(\beta)$  і  $M_x(\omega_y)$ , а руль направлення усуває ковзання, тобто  $\beta$ ,  $Z_a(\beta)$ ,  $M_y(\beta)$  дорівнюють нулю. При цьому момент  $M_y(\beta)$ , який повертав поздовжню вісь літака, замінюється моментом від руля направлення  $M_y(\delta_H)$ , а сила  $Z_a(\beta)$ , яка заважала зміні кута шляху, замінюється силою  $Z_a(\delta_H)$ . При чому сила, що створюється рулем

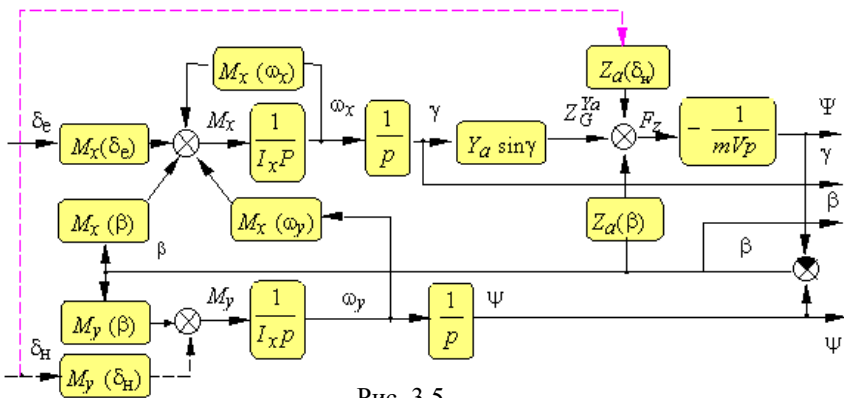


Рис. 3.5

направлення, значно менше сили  $Z_a(\beta)$ ; ось чому енергійність маневру в режимі координованого розвороту збільшується. У цьому випадку поздовжня вісь літака збігається з вектором повітряної швидкості й розвертається синхронно зі зміною кута шляху. На рис. 3.5 штриховою лінією показані додаткові сили та моменти, що створюються рулем направлення в режимі координованого розвороту.

Характер процесів зміни параметрів польоту у відповідь на відхилення елеронів ілюструється перехідними функціями, наведеними на рис. 3.6 (реакція на східчає відхилення елеронів) та на рис. 3.7 (реакція на імпульсне відхилення елеронів).

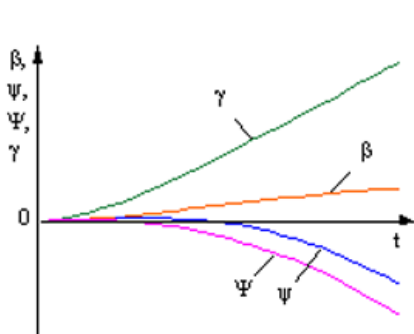


Рис. 3.6

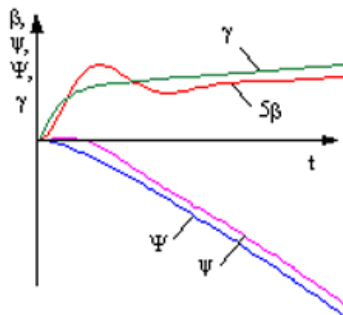


Рис. 3.7

### 3.5. Рівняння ізолюваних бічних рухів

Аналіз динаміки поведінки літака дає підстави для розподілу бічного руху на ізолювані рухи з різними спектрами частот, що надає можливість їх роздільного вивчення.

Високочастотна складова бічного руху (малий бічний рух) може бути відділена з повного бічного руху, якщо зробити припущення, що при нахиленні літака складова  $Y_a \sin \gamma = Z_G^{Ya}$  не змінює траєкторію польоту і не спричиняє ковзання. Це дозволяє отримати модель малого бічного руху, зневажаючи складовою  $a_z^Y \gamma(p)$  у повної системи рівнянь (3.8) у вигляді:

$$\begin{aligned} (p + a_{m_x}^{\omega_x}) \omega_x(p) + a_{m_x}^{\omega_y} \omega_y(p) + a_{m_x}^{\beta} \beta(p) &= a_{m_x}^{\delta_H} \delta_H(p) + a_{m_x}^{\delta_e} \left[ \delta_e(p) + \delta_e^f(p) \right]; \\ a_{m_y}^{\omega_x} \omega_x(p) + (p + a_{m_y}^{\omega_y}) \omega_y(p) + a_{m_y}^{\beta} \beta(p) &= a_{m_y}^{\delta_H} \left[ \delta_H(p) + \delta_H^f(p) \right] + a_{m_y}^{\delta_e} \delta_e(p); \quad (3.9) \\ -\omega_y(p) + (p + a_z^{\beta}) \beta(p) &= p \cdot \beta_{3H}(p) + f_z^{3\beta}(p); \\ -\omega_x(p) + p\gamma(p) &= 0. \end{aligned}$$

Складова  $a_z^Y \gamma(p)$  може бути врахована у збуренні  $f_z^{3\beta}(p)$  для рівняння сил.

Для аналізу контурів автоматики, що реалізують управління за допомогою руля направлення, необхідно мати математичну модель руху літака в режимі плоского розвороту, яку можна отримати з рівнянь малого бічного руху, розділяючи їх на рух з крену та рух з рискання.

Для цього у системі рівнянь (3.9) знехтуємо спіральними моментами та перехресним впливом органів управління, тобто будемо вважати, що рух з крену не впливає на рух з рискання. Аналізуючи фізику малого бічного руху, ми також не враховували цих моментів. Тоді рівняння руху крену можна записати у вигляді:

$$(p + a_{m_x}^{\omega_x}) \omega_x(p) = a_{m_x}^{\delta_e} \left[ \delta_e(p) + \delta_e^f(p) \right] - a_{m_x}^{\beta} \beta(p), \quad (3.10)$$

а рівняння руху літака з рискання або рівняння плоского розвороту подати як

$$(p + a_{m_y}^{\omega_y})\omega_y(p) + a_{m_y}^{\beta}\beta(p) = a_{m_y}^{\delta_H}[\delta_H(p) + \delta_{\delta_H}^f(p)]; \quad (3.11)$$

$$-\omega_y(p) + (p + a_z^{\beta})\beta(p) = p \cdot \beta_{3H}(p) + f_z^{3\beta}(p).$$

Зроблені припущення при розподілі малого бічного руху на рух з крену та з рискання можуть бути враховані як збурення  $\delta_{\epsilon}^f(p) = f(\omega_y, \delta_H)$ ,  $\delta_{\delta_H}^f(p) = f(\omega_x, \delta_{\epsilon})$ .

Рух з рискання відносять до коливальної складової малого бічного руху, а рух літака з кутової швидкості крену складається з швидко згасаючої експоненти, на яку накладається коливальна складова руху з рискання, яка характеризується коефіцієнтом  $a_{m_x}^{\beta}\beta(p)$ .

У сучасних літаків руль направлення використовується в основному для усунення ковзання та демпфірування коливань літака відносно нормальної осі. Управління літаком у горизонтальній площині здійснюється в режимі координованого розвороту (розворот за рахунок створення кута крену з компенсацією ковзання рулем направлення).

При малому ковзанні  $\beta \approx 0$ , не враховуючи спіральні моменти і перехресний вплив органів управління, математична модель бічного руху літака вироджується в рух з крену (рівняння (3.10)) і сумісно зі спрощеним третім рівнянням системи (3.8) описує координований розворот. За моментами відносно нормальної осі літак вважається збалансованим.

Ураховуючи, що  $p\gamma(p) = \omega_x(p)$ , а  $p\psi(p) = \omega_y(p)$ , рівняння координованого розвороту набувають вигляду:

$$(p + a_{m_x}^{\omega_x})p\gamma(p) = a_{m_x}^{\delta_{\epsilon}}[\delta_{\epsilon}(p) + \delta_{\delta_{\epsilon}}^f(p)] \quad (3.12)$$

$$-p\psi(p) + a_z^{\gamma}\gamma(p) = p\beta_{3H}(p) + f_z^{3\beta}(p).$$

Зроблені припущення можуть бути враховані як збурення  $\delta_{\epsilon}^f(p) = f(\omega_y, \delta_H, \beta)$ ,  $f_z^{3\beta}(p) = f(\delta_H, \beta)$ . Моментні збурення  $M_y$  компенсуються рулем направлення або моментом шляхової стійкості, а виникаюча при цьому незбалансована бічна сила враховується як збурення  $f_z^{3\beta}(p)$ , що змінює кутову швидкість розвороту.

### 3.6. Передаточні функції та структурні схеми ізольованих бічних рухів

Передаточні функції математичної моделі літака в бічному русі визначаються аналогічно поздовжньому руху, тобто зображення відхилень аеродинамічних органів управління необхідно брати з оберненим знаком.

#### Координований розворот

Рівнянням математичної моделі бічного руху в режимі координованого розвороту (3.12) відповідають передаточні функції:

$$W_{\dot{\gamma}}^e(p) = -\frac{\omega_x(p)}{\delta_e(p)} = -\frac{a_{m_x}^{\delta e}}{p + a_{m_x}^{\omega_x}} = \frac{K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\dot{\gamma}} p + 1}; \quad (3.13)$$

$$W_{\gamma}^e(p) = \frac{W_{\dot{\gamma}}^e(p)}{p} = \frac{K_{\dot{\gamma}}^e}{p(T_{\dot{\gamma}} p + 1)}; \quad (3.14)$$

$$W_{\Psi}^{\gamma}(p) = \frac{\Psi(p)}{\gamma(p)} = \frac{a_z^{\gamma}}{P} = -\frac{g}{V \cdot P}, \quad (3.15)$$

де  $T_{\dot{\gamma}} = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x}}$ ,  $K_{\dot{\gamma}}^e = -\frac{a_{m_x}^{\delta e}}{a_{m_x}^{\omega_x}}$

Передаточним функціям (3.13)...(3.15) відповідає структурна схема математичної моделі координованого розвороту (рис.3.8).

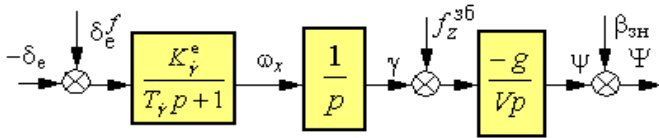


Рис. 3.8

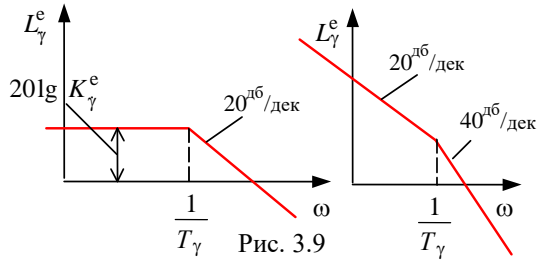
На структурній схемі показані основні збурення, що діють на літак:

$\delta_e^f$  – моментні збурення, що еквівалентні відхиленню елеронів;

$f_z^{3b}$  – збурення, що викликають додаткову бічну силу, наприклад, відхилення руля напрямлення.

При відсутності ковзання кут шляху визначається як  $\Psi = \psi + \beta_{\text{зн}}$ , що також враховано при побудові структурної схеми математичної моделі координованого розвороту.

На рис. 3.9 показані логарифмічні амплітудно-частотні характеристики, які відповідають передаточним функціям (3.13), (3.14).



Отже, канал крену при координованому розвороті являє собою послідовне з'єднання простої аперіодичної та ідеальної інтегровальної ланок. Тому й вигляд перехідних функцій (рис. 3.10) реакції літака на східчасте відхилення елеронів достатньо простий.

Саме ця математична модель використовується для аналізу та синтезу контурів автоматичного управління бічним рухом літака. Але для аналізу контурів управління, побудованих на основі каналу руля направлення, потрібна інша математична модель – модель плоского розвороту.

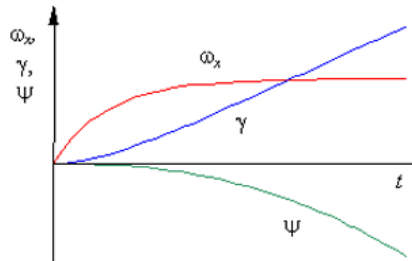


Рис. 3.10

### Плоский розворот

Плоскому розвороту (розвороту без крену), що описується рівняннями (3.11), відповідають передаточні функції:

$$W_{\Psi}^H(p) = -\frac{\omega_y(p)}{\delta_H(p)} = \frac{-a_{m_y}^{\delta_H} (p + a_z^{\beta})}{p^2 + b_1 p + b_0} = \frac{K_{\Psi}^H \omega_{\beta}^2 (T_{\beta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\beta} \omega_{\beta} p + \omega_{\beta}^2}; \quad (3.16)$$

$$W_{\beta}^H(p) = -\frac{\beta(p)}{\delta_H(p)} = \frac{-a_{m_y}^{\delta_H}}{p^2 + b_1 p + b_0} = \frac{K_{\beta}^H \omega_{\beta}^2}{p^2 + 2\xi_{\beta} \omega_{\beta} p + \omega_{\beta}^2}, \quad (3.17)$$

де  $(p^2 + b_1 p + b_0 = p^2 + 2\xi_\beta \omega_\beta p + \omega_\beta^2)$  – характеристичний поліном (головний визначник систем рівнянь 3.11) із коефіцієнтами:

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

Щоб передаточні функції мали стандартний вигляд, прийнятий в теорії автоматичного управління, введені позначення:

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

Передаточні функції плоского розвороту з зовнішнього вигляду не відрізняються від передаточних функцій, що описують динаміку короткоперіодичного поздовжнього руху. Тому логарифмічні амплітудно-частотні та перехідні характеристики також ідентичні. Різниця тільки в кількісному відношенні  $T_\beta \gg T_\theta$ , а  $\xi_\beta \ll \xi_\alpha$ . Коливальна складова бічного руху має більш слабке згасання у порівнянні з поздовжнім короткоперіодичним рухом.

Передаточним функціям (3.16), (3.17) відповідає структурна схема математичної моделі плоского розвороту (рис.3.11). На схемі  $\delta_H^f$  – моментні збурення, що еквівалентні відхиленню руля направлення.

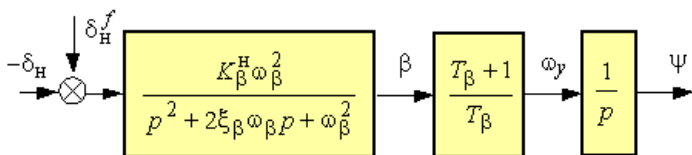


Рис. 3.11

Отримані математичні моделі вже можна використовувати для аналізу контурів управління, але для цього необхідно знати якими характеристиками повинен володіти контур управління і перш за все, які власні характеристики має літак, як об'єкт управління, тобто, які його пілотажні характеристики.



## Контрольні питання

1. Використовуючи повну систему рівнянь просторового руху отримати замкнену систему рівнянь, яка описує бічний рух літака, перелічити основні припущення, що зроблені при отриманні нелінійних рівнянь бічного руху.
2. Які додаткові припущення зроблені при отриманні лінеаризованої системи рівнянь, що описує бічний рух літака?
3. Проведіть лінеаризацію нелінійних рівнянь бічного руху.
4. Аналізуючи (3.5), вказати які коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь, що описує бічний рух літака, характеризують шляхову та поперечну статичну стійкість, спіральні моменти, моменти демпфірування?
5. Як у лінеаризованих рівняннях бічного руху враховуються, діючі на літак збурення?
6. Описати динаміку бічного руху літака у відповідь на східчає відхилення руля направлення.
7. Описати динаміку бічного руху літака у відповідь на східчає відхилення елеронів.
8. Які припущення зроблені при отриманні рівнянь малого бічного руху?
9. Які додаткові припущення зроблені при розподілі рівнянь малого бічного руху на рух з крену та рух з рискання?
10. Які припущення зроблені при отриманні рівнянь координованого розвороту?
11. Напишіть передаточні функції літака для кутової швидкості крену та для кута крену по відношенню до відхилення елеронів.
12. Напишіть передаточні функції літака для кутової швидкості рискання та для кута ковзання по відношенню до відхилення руля направлення.
13. Складіть структурну схему математичної моделі літака в режимі координованого розвороту.
14. Складіть структурну схему математичної моделі літака в режимі плоского розвороту.

## Глава 4. КРИТЕРІЇ ОЦІНКИ ПІЛОТАЖНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЛІТАКА

Пілотажні характеристики характеризують літак як об'єкт управління. Вони визначають простоту та зручність пілотування, безпеку польоту, можливість виконання польотного завдання, точність управління тощо. Пілотажні характеристики літака істотно залежать від режиму польоту, можливості ж пілота адаптуватися до змінних умов польоту з метою забезпечення прийнятної якості пілотування обмежені.

У зв'язку з цим значну увагу приділяють питанням поліпшення пілотажних властивостей літака, і успішне розв'язання цієї задачі неможливо без застосування засобів автоматики.

### 4.1. Питання оцінки пілотажних характеристик літака. Загальні вимоги до пілотажних характеристик

Вимоги до пілотажних характеристик літака залежать від багатьох факторів:

- класу літака (маси літака й максимально допустимого перевантаження);
- режимів польоту;
- категорії етапів польоту (енергійного маневрування або злітно-посадкових режимів).

Літаки всіх типів залежно від маси  $m$  та максимально допустимого нормального перевантаження  $(n_y)_{\max}$  поділяють на такі класи:

клас I –  $(n_y)_{\max} \geq 5$ ;

клас II –  $5 > (n_y)_{\max} \geq 3,5$ ;

клас IIIa –  $(n_y)_{\max} < 3,5$  при масі літака  $m \leq 100\,000$  кг;

клас IIIб –  $(n_y)_{\max} < 3,5$  при масі літака  $m > 100\,000$  кг.

Природно, що високоманеврений літак I класу за власними пілотажними характеристиками відрізняється від важкого транспортного літака класу IIIб.

При аналізі пілотажних характеристик усі режими польоту прийнято ділити на три області:

- 1) основна експлуатаційна;
- 2) експлуатаційна;
- 3) гранична.

Основна експлуатаційна область об'єднує режими, на яких передбачається виконання літаком основних задач свого застосування. Природно, що на цих режимах пілотажні характеристики повинні бути найбільш високими. Експлуатаційна область ширше основної і включає режими польоту, що мають другорядне значення. На цих режимах допускаються деякі погіршення пілотажних характеристик.

Гранична область режимів також об'єднує всі допустимі для польоту режими поза експлуатаційної області. Тут на режимах, які не входять до експлуатаційної області, від пілотажних характеристик вимагається хоча б мінімально допустимий рівень, який забезпечує безпечне пілотування та повернення до експлуатаційної області режимів польоту.

Усі етапи польоту поділяються на три категорії:

– *категорія А* – етапи польоту, які пов'язані з енергійним маневруванням і підвищеною швидкістю.

– *категорія Б* – злітно–посадкові етапи польоту, для яких характерно повільне маневрування і особливо точне витримання заданої траєкторії польоту. До цієї категорії відносять зліт, посадку, дозаправлення у повітрі тощо.

– *категорія В* – етапи польоту, на яких можуть бути знижені вимоги до швидкості й точності пілотування (політ за маршрутом, повернення до аеродрому посадки тощо.)

У процесі пілотування на різних етапах польоту пілот повинен вирішувати різні завдання. Ці завдання пред'являють різні вимоги до точності пілотування і до швидкості управління. Звідки неминучий висновок, що один і той самий літак на різних етапах польоту повинен мати різні пілотажні характеристики.

Експертна оцінка пілотажних характеристик дається пілотом з використанням шкальної системи оцінок після проведення льотних випробувань. Безумовно, оцінка пілота суб'єктивна, але при виконанні умов, які вилучають елемент випадковості (наприклад,

виявлення оцінки в групі досить тренованих на цьому літаку пілотів), оцінка несе в собі також об'єктивну інформацію. У країнах СНД для оцінок літаків використовується п'ятибальна система (5–відмінно, 4–добре і т.д.). За кордоном набули розповсюдження десятибальна (для важких літаків) і восьмибальна (для легких літаків) шкали оцінок Купера–Харпера зі зворотним напрямком відліку. Визначним у відгуку пілота про пілотажні характеристики літака є оцінка його стійкості та керованості. Але в оцінці пілота в основному присутні емоційно-стохастичні показники пілотажних характеристик літака. Наприклад:

- “пілотування надає задоволення, оцінка – відмінно”;
- “потрібна деяка увага, оцінка – добре”;
- “потрібні постійна увага та напруженість, оцінка – задовільно”;
- “напруження велике, виконання завдання сумнівно оцінка – незадовільно”.

Для інженерної оцінки пілотажних характеристик потрібні більш конкретні, кількісні критерії якості. У подальшому, говорячи про пілотажні характеристики, зосередимо увагу на характеристиках стійкості та керованості літака.

#### 4.2. Основні уявлення про стійкість та керованість літака

Під *стійкістю* літака розуміють його здатність без втручання пілота зберігати вихідний режим польоту після припинення дії збурення. А під *керованістю* літака розуміють його здатність змінювати з визначеною якістю вихідний режим польоту при відхиленні органів управління.

Зіставляючи поняття стійкості та керованості літака, можна зробити висновок, що вони протилежні. Разом з тим між ними існує тісний взаємозв'язок. Із ростом стійкості збільшуються кути відхилення рульових органів і зусилля на важелях управління, які необхідні для зміни параметрів польоту. При зменшенні стійкості руху літака, навпаки, невеликі кути відхилення рулів значно змінюють траєкторію польоту, зростає “суворість” управління. Тому

існує така ступінь стійкості руху, при якій характеристики керованості літака стають найбільш припустимими.

У динаміці польоту характеристики стійкості та керованості умовно розділяють на статичні та динамічні.

**Статична стійкість** визначає початкову тенденцію до усунення збурень, що діють на літак. Вона характеризується ступенем поздовжньої статичної стійкості з перевантаження  $\sigma_{n_y}$ , з швидкості польоту  $\sigma_v$  і бічною стійкістю  $\sigma_\beta$ .

**Статична керованість** характеризує розмір *усталеного* значення параметра польоту, що виникає внаслідок одиничного керуючого впливу.

До керуючих впливів відносять: переміщення важелів управління, зусилля на важелях, а також відхилення рульових поверхонь. Параметри польоту, за якими оцінюється керованість, можуть бути різними: нормальне перевантаження або кутова швидкість тангажа для поздовжнього руху, кутові швидкості крену та рискання (бічне перевантаження або кут ковзання) для бічного руху.

До числа показників статичної керованості відносять:

– коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління  $x$  або між зусиллям на важелі  $P$  і усталеною зміною параметра польоту  $Y$  і позначають як  $K_Y^x$  або  $K_Y^P$ ;

– градієнт переміщення важеля  $X^Y$  або градієнт зусилля  $P^Y$  на важелі за певним параметром польоту, тобто величини, що об'єднані коефіцієнтам пропорційності:

$$X^Y = \frac{1}{K_Y^x}, \quad P^Y = \frac{1}{K_Y^P}.$$

**Динамічна стійкість і керованість** характеризується показниками якості перехідних процесів, які можуть формулюватися:

– в термінах передаточних функцій математичних моделей літака. Наприклад, власні частоти недемпфірованих коливань літа-

ка  $\omega_\alpha$ ,  $\omega_\beta$ ; стала часу руху літака з крену  $T_\gamma$ ; декременти згасання  $\xi_\alpha$ ,  $\xi_\beta$ ;

– в термінах перехідних функцій. Наприклад, тривалість перехідного процесу  $t_{п.п}$ ; час спрацювання  $t_{спр}$ ; коефіцієнт згасання  $\delta$ ; частота коливань  $\omega$ ; перерегулювання  $\Delta Y$  тощо.

Динамічна стійкість і керованість також характеризуються асимптотичною стійкістю руху, яка може оцінюватися за допомогою критеріїв, що існують у теорії автоматичного керування. Наприклад, критерій Вишнеградського, критерій Рауса – Гурвиця тощо.

Як правило стійкість і керованість оцінюється окремо для поздовжнього та для бічного рухів.

### 4.3. Критерії поздовжньої стійкості та керованості літака

#### 4.3.1. Поздовжня статична стійкість та керованість

Поздовжня статична стійкість характеризується статичною стійкістю з швидкості польоту  $\sigma_v$  та ступенем поздовжньої статичної стійкості з перевантаження

$$\sigma_{n_y} = m_z^{c_y} + m_z^{\omega_z} \frac{\rho S}{2m} b_a.$$

Основний внесок у показник поздовжньої статичної стійкості з перевантаження створює момент поздовжньої статичної стійкості з кута атаки  $M_z(\alpha)$ , оскільки

$$m_z^{c_y} = \frac{m_z^\alpha}{c_{y_a}^\alpha}.$$

Міра статичної стійкості з швидкості польоту

$$\sigma_v = m_z^{c_y} - m_z^v \frac{V}{2(c_{y_a})_{Г.П}}$$

в основному характеризується моментом  $M_z(V)$ .

Поздовжню статичну керованість доцільно оцінювати за нормальним перевантаженням оскільки на більшості режимів польоту пілот пілотує літак, орієнтуючись на нормальне перевантаження. Але в режимах точного управління, які характеризуються слабкою

маневреністю  $\left( n_y^\alpha = \frac{\partial n_y}{\partial \alpha} \leq 15 \right) \text{рад}^{-1}$ , оцінювати поздовжню статичну керованість можна за кутовою швидкістю тангажа.

Для оцінки характеристик поздовжньої статичної керованості можна скористатись структурною схемою каналу ручного управління. Доповнюючи структуру передаточної функції літака з нормального перевантаження (2.18) складовими:

$$\delta_B = K_B x_B, \quad x_B = K_{x_B}^{P_B} P_B,$$

де  $K_B$  – коефіцієнт передачі механічної проводки системи управління;  $x_B$  – відхилення важеля управління;  $K_{x_B}^{P_B}$  – жорсткість завантажуючої пружини  $P_B$  – зусилля на важелі – отримуємо структурну схему каналу ручного управління з нормального перевантаження (рис. 4.1).

Згідно з визначення поздовжня статична керованість характеризується розміром

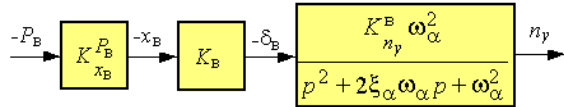


Рис. 4.1

усталеного значення нормального перевантаження, що виникає внаслідок одиничного керуючого впливу. До числа показників поздовжньої статичної керованості відносять:

– коефіцієнт пропорційності між  $x_B$  та  $n_y$

$$K_{n_y}^{x_B} = \frac{\partial n_y}{\partial x_B} = K_B W_{n_y}^B(p)|_{p=0} = K_B K_{n_y}^B;$$

– коефіцієнт пропорційності між  $P_B$  та  $n_y$

$$K_{n_y}^{P_B} = \frac{\partial n_y}{\partial P_B} = K_{x_B}^{P_B} K_B \cdot K_{n_y}^B = K_{x_B}^{P_B} K_{n_y}^{x_B}.$$

Іноді використовують обернені величини:

– градієнт переміщення важеля з нормального перевантаження

$$X_B^{n_y} = \frac{\partial x_B}{\partial n_y} = \frac{1}{K_{n_y}^{x_B}} ; \quad (4.1)$$

– градієнт зусилля на важелі з нормального перевантаження

$$P_B^{n_y} = \frac{\partial P_B}{\partial n_y} = \frac{1}{K_{n_y}^{P_B}} .$$

За фізичним смислом вони показують, наскільки необхідно відхилити важіль управління або яке створити зусилля на важелі, щоб отримати надмірне перевантаження  $\Delta n_y = 1$ .

Оскільки коефіцієнт підсилення математичної моделі літака з перевантаження

$$K_{n_y}^B = -\frac{V}{gT_\theta} \frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_\alpha^2}$$

залежить від режиму польоту й змінюється в широких межах (рис. 4.2), то відповідні статичні характеристики поздовжньої керованості також змінні. Наприклад, статичні характеристики  $X_B^{n_y}$ ,  $P_B^{n_y}$  залежно від режимів польоту змінюються в 10...40 разів. У той же час за оцінками пілотів ці показники для доброї якості пілотування повинні залишатися в межах певної області (рис. 4.3).

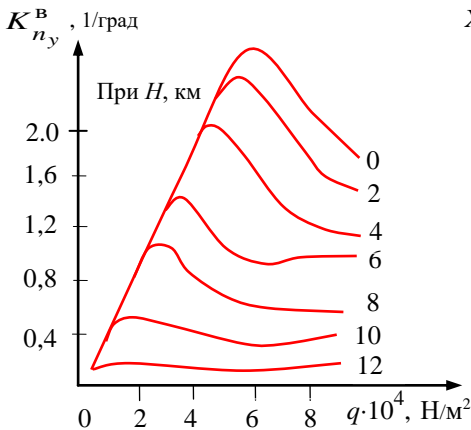


Рис.4.2

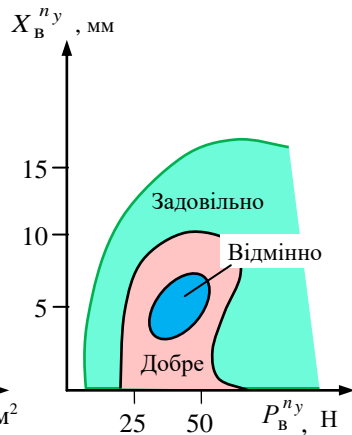


Рис.4.3



Найважливішими характеристиками поздовжньої статичної керованості в прямолінійному польоті є балансувальні характеристики літака. Балансувальні характеристики літака описують залежність балансувального положення руля висоти, важеля управління або зусилля на важелі від швидкості польоту.

На всіх режимах польоту балансувальні значення відхилення руля висоти (важеля управління) або зусилля на важелі управління не повинні перевищувати можливості пілота та можливості конструкції літака. Крім того, перехід у польоті з малих швидкостей на великі повинен супроводжуватися плавною зміною балансувальних кривих. Бажано, щоб цей перехід був одноманітний без зміни напрямку ходу органів управління при перебалансуванні, це забезпечує природні відчуття у пілота і сприяє підвищенню точності пілотування.

На рис. 4.4 зображена балансувальна характеристика  $P_B=f(V)$ ,

з якої видно, що на малих швидкостях польоту балансування забезпечується за рахунок тягових зусиль. Із ростом швидкості величина тягових зусиль зменшується і вони переходять у зусилля тиснення. Це бажаний закон зміни зусиль на важелі, оскільки для пілота він звичайний. Однак у діапазоні коловукової швидкості ( $V_1 \dots V_2$ ) такий закон зміни

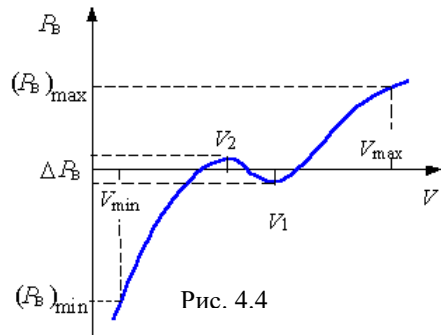


Рис. 4.4

зусиль порушується. Це пояснюється появою пікіруючого моменту з причини зміщення аеродинамічного фокуса назад, що у свою чергу потребує негативного відхилення руля висоти. Ця область на балансувальній діаграмі отримала в аеродинаміці назву “ложка”.

До балансувальної діаграми пред’являють певні вимоги. По-перше, нормуються величини зусиль при польоті з мінімально допустимою швидкістю  $(P_B)_{\min}$  та при польоті з максимально допустимою швидкістю  $(P_B)_{\max}$ . Плавність зміни балансувальної кри-

вої нормується кутовим коефіцієнтом нахилу цієї кривої, тобто зміною зусилля з швидкості  $dP_B/dV$ .

По-друге, при наявності “ложки” нормуються параметри “ложки”: зміна зусилля з швидкості на “ложці”, а також сама величина “ложки” –  $\Delta P_B$ .

Балансувальні діаграми в деякому масштабі повторюють криву коефіцієнта поздовжнього моменту  $m_z^V$ . Тому з вигляду балансувальної кривої можна судити про статичну стійкість літака з швидкості. При  $dP_B/dV > 0$  літак статично стійкий з швидкості, а при  $dP_B/dV < 0$  він нестійкий з швидкості.

У діапазоні чисел  $M$ , де літак нестійкий з швидкості, можливий його підхват на маневрі гальмування від надзвукової до дозвукової швидкості. При цьому процес гальмування супроводжується зростанням перевантаження з причини зміщення вперед аеродинамічного фокуса.

Для забезпечення стабільних статичних характеристик поздовжньої керованості на літаках застосовують спеціальні автомати регулювання управління (АРУ), а балансувальні криві коректуються системами автоматичного балансування.

#### 4.3.2. Динамічна поздовжня стійкість та керованість

Аналіз *асимптотичної стійкості* поздовжнього руху літака доцільно проводити на прикладі поздовжнього короткоперіодичного руху. Необхідною та достатньою умовою асимптотичної стійкості є додатність коефіцієнтів характеристичного рівняння математичної моделі короткоперіодичного руху, яке визначається як головний визначник системи рівнянь (2.11) – знаменник передаточних функцій (2.12). Тобто для характеристичного рівняння

$$p^2 + a_1 p + a_0 = 0 \quad \text{або} \quad p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2 = 0$$

повинні бути виконані умови:

$$a_1 = 2\xi_\alpha \omega_\alpha = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha > 0;$$

$$a_0 = \omega_\alpha^2 = a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha \cdot a_{m_z}^{\omega_z} > 0.$$

Нерівність  $a_1 > 0$  виконується завжди, тому що:

по-перше  $a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z}$ , а оскільки демпфіруючий момент

$M_z(\omega_z)$  спрямований назустріч кутовій швидкості  $\omega_z$ , то завжди  $M_z^{\omega_z} < 0$  (рис. 4.5), а  $a_{m_z}^{\omega_z} > 0$ ;

по-друге  $a_y^\alpha = -\frac{(Y_a^\alpha + P_0)}{mV_0}$ , а на докритичних кутах атаки збільшення кута атаки спричиняє приріст піднімальної сили

(рис. 4.6), тобто  $Y_a^\alpha > 0$ , а  $a_y^\alpha < 0$ .

Додатність коефіцієнта  $a_0$  визначається знаком  $a_{m_z}^\alpha$ , оскільки

складова  $a_y^\alpha \cdot a_{m_z}^{\omega_z}$  у

виразі для  $a_0$  завжди від'ємна. Враховуючи,

що  $a_{m_z}^\alpha = -\frac{M_z^\alpha}{I_z}$ , а  $M_z^\alpha$

характеризує поздовжню статичну стійкість

літака з перевантаження, можна зробити висновок – асимптотична стійкість поздовжнього руху літака забезпечується поздовжньою статичною стійкістю з перевантаження. При  $M_z^\alpha < 0$  (позитивний приріст кута атаки (перевантаження) викликає негативний аеродинамічний момент, спрямований на його усунення), тобто при наявності поздовжньої статичної стійкості з перевантаження забезпечується асимптотична стійкість поздовжнього короткоперіодичного руху.

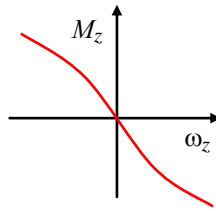


Рис. 4.5

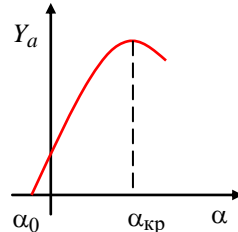


Рис. 4.6

Корені характеристичного рівняння математичної моделі короткоперіодичного руху можуть бути записані у вигляді:

$$P_{1,2} = -\frac{a_1}{2} \pm j\sqrt{a_0 - \left(\frac{a_1}{2}\right)^2}.$$

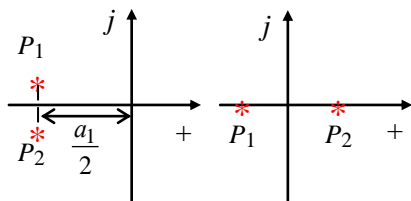


Рис. 4.7

Рис. 4.8

Оскільки на докритичних кутах атаки коефіцієнт  $a_1 > 0$ , то комплексно-спряжені корені можуть розташовуватись на комплексній площині тільки зліва від мнимі осі  $j$  (рис. 4.7), тому нестійкість короткоперіодичного руху, яка обумовлюється позитивним коренем при  $a_0 < 0$ , (рис.4.8) може бути тільки аперіодичною (корені

характеристичного рівняння розташовуються на дійсній осі +).

**Якість перехідних процесів** можна оцінювати часовими критеріями в термінах перехідних функцій, аналізуючи окремі показники перехідного процесу реакції літака на стандартні, як правило, східчасті керуючі впливи.

Наприклад, для відмінної динамічної керованості:

- на етапах польоту категорій А та Б відносно перерегулювання з перевантаження не повинно перевищувати 0,2, а на етапах польоту категорії В – відповідно 0,3...0,5;

- час спрацювання  $t_{спр}$  на мінімально допустимій швидкості польоту повинен бути в межах (1,5...4,0) с залежно від класу літака.

Існує також низка інших показників перехідного процесу. Наприклад, якість перехідного процесу поздовжнього короткоперіодичного руху можна характеризувати коефіцієнтом згасання

$$\delta = \frac{a_1}{2} = \frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^{\alpha}}{2}$$

та частотою коливань

$$\omega = \sqrt{a_0 - \left(\frac{a_1}{2}\right)^2} = \sqrt{a_{m_z}^\alpha - \left(\frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha}{2}\right)^2}.$$

Коефіцієнт згасання в основному визначається коефіцієнтом власного аеродинамічного демпфірування  $a_{m_z}^{\omega_z}$ . При збільшенні демпфірування літака, наприклад, за рахунок засобів автоматики коефіцієнт згасання збільшується, а частота коливань зменшується. При збільшенні статичної стійкості, яка характеризується коефіцієнтом  $a_0$ , частота коливань збільшується.

Крім класичних показників якості перехідних процесів для оцінки пілотажних характеристик літака існують також специфічні критерії, наприклад,  $C^*$ -критерій. Відповідно до  $C^*$ -критерію оцінюються реакція літака на східчає відхилення важеля управління. Однак реакція розглядається у вигляді функції

$$C^*(t) = \frac{\Delta n_y^{\text{п}}(t) + K \omega_z(t)}{(\Delta n_y^{\text{п}} + K \omega_z)_{\text{ст}}}. \quad (4.2)$$

Тут  $\Delta n_y^{\text{п}}(t) = \Delta n_y(t) + \frac{l_{\text{каб}}}{g} \dot{\omega}_z(t)$  – перевантаження в кабіні пілота,

яка розташована на відстані  $l_{\text{каб}}$  від центра мас літака;  $K$  – коефіцієнт, що має розмір часу. У знаменнику (4.2) усталені значення відповідних параметрів польоту.

$C^*$ -критерій дозволяє оцінювати якість пілотажних характеристик не за перевантаженням у центрі мас літака, а за перевантаженням у кабіні пілота, яке додатково залежить від обертового прискорення. Крім того враховується, що вестибулярний апарат людини реагує безпосередньо на кутову швидкість та прискорення, тобто  $C^*$ -критерій точніше відтворює відчуття пілотом якості пілотування.

За  $C^*$ -критерієм керованість літака вважають припустимою, якщо крива  $C^*(t)$  лежить у межах, позначених на рис. 4.9, а крива

$\frac{dC^*(t)}{dt}$  не виходить за межі, що позначені на рис. 4.10.

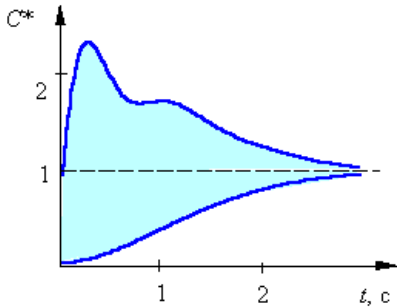


Рис. 4.9

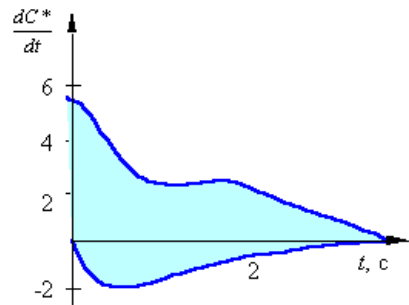


Рис. 4.10

Очевидно, що  $C^*$ -критерій відноситься до часових критеріїв, які оцінюють не окремі показники перехідних процесів, а весь перехідний процес у цілому.

Частіше короткоперіодичний рух оцінюють у термінах передаточних функцій:

– частотою недемпфіруваних коливань, яка визначає час спрацювання, тобто швидкодію процесу управління літаком,

$$\omega_{\alpha} = \sqrt{a_0} = \sqrt{a_{m_z}^{\alpha} - a_y^{\alpha} \cdot a_{m_z}^{\omega_z}} ;$$

– логарифмічним декрементом згасання, який визначає характер згасання коливань короткоперіодичного руху,

$$\xi_{\alpha} = \frac{a_1}{2\omega_{\alpha}} = \frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^{\alpha}}{2 \cdot \sqrt{a_{m_z}^{\alpha} - a_y^{\alpha} \cdot a_{m_z}^{\omega_z}}} .$$

Саме ці два показники визначають характер перехідних процесів при управлінні з перевантаження. Окрім того, величина  $\omega_{\alpha}$  визначає запас поздовжньої статичної стійкості з перевантаження

$$\omega_{\alpha}^2 = a_{m_z}^{\alpha} - a_y^{\alpha} \cdot a_{m_z}^{\omega_z} \sim \sigma_{n_y} .$$

Тому при нормуванні показника  $\omega_{\alpha}$  одночасно нормується запас поздовжньої статичної стійкості з перевантаження.

Межі областей гарних оцінок літака пілотом на площині параметрів  $\xi_\alpha$ ,  $\omega_\alpha$  для трьох класів літаків зображені на рис. 4.11. На рис. 4.12 у площині параметрів  $\xi_\alpha$ ,  $\omega_\alpha$  зображені лінії рівних оцінок літака одного класу.

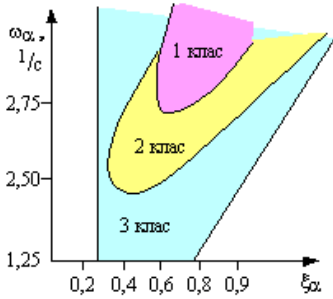


Рис. 4.11

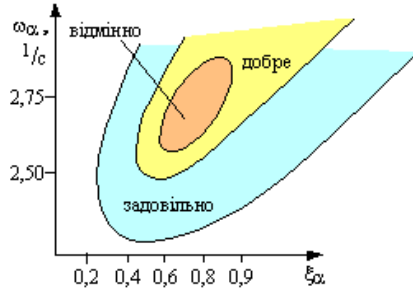


Рис. 4.12

Аналіз показує, що власна частота, яка визначає швидкодію управління, для маневрених літаків (клас I) повинна бути суттєво вище, ніж для неманеврених літаків (клас III). Якщо частота  $\omega_\alpha$  надмірно мала, то літак мляво відпрацьовує керуючі впливи і техніка пілотування ускладнюється. Якщо частота  $\omega_\alpha$  надмірно велика, то має місце різка реакція літака на керуючі впливи, відтворення високочастотних випадкових складових відхилень важеля управління, тому пілотування також утруднюється. Окрім того, ЛА різко реагує на вітрові та інші збурення, що також небажано.

Аналогічно можна розглянути вплив показника  $\xi_\alpha$  на якість пілотування. Наприклад, якщо ступінь згасання короткоперіодичних коливань  $\xi_\alpha$  мала, то для їхнього погашення пілоту доводиться створювати попереджувальні керуючі впливи за кутовою швидкістю. При відносно високій частоті короткоперіодичних коливань це достатньо важко, а при частотах вище 1 Гц – практично неможливо. Якщо ступінь згасання  $\xi_\alpha$  велика, то процес виходу на задане перевантаження затягується і має монотонний характер. Техніка пілотування при цьому також ускладнюється.

Обробка результатів оцінок літаків пілотами показує, що оптимальне значення  $\xi_\alpha$  лежить близько до оптимального ступеня згасання окремо взятої коливальної ланки ( $\xi_\alpha = 0,7$ ), а оптимальна власна частота  $\omega_\alpha$  повинна бути у визначених межах залежно від класу літака ( див. рис. 4.11 ). При цьому бажано підтримувати динамічні показники стійкості та керованості стабільними на усіх режимах польоту. Ця задача вирішується з використанням спеціальних засобів часткової автоматизації управління – демпферів та автоматів стійкості.

#### 4.4. Критерії бічної стійкості та керованості літака

При розробці критеріїв бічної стійкості та керованості літака традиційно прагнуть використовувати простіші моделі бічного руху: модель координованого розвороту та модель плоского розвороту. Таким чином відокремлюють два канали:

- поперечний канал, в якому оцінюють характеристики керованості літака з крену при відхиленні елеронів;
- шляховий канал, в якому в основному оцінюють динамічні характеристики коливальної складової бічного руху – руху з ривання.

Зауважимо, що *статична стійкість* бічного руху характеризується моментами шляхової  $M_y(\beta)$  та поперечної  $M_x(\beta)$  статичної стійкості.

##### 4.4.1. Критерії шляхової стійкості та керованості

*Шляхову статичну керованість* частіше всього оцінюють за кутом ковзання  $\beta$  або за кутовою швидкістю розвороту  $\dot{\psi}$ . Тому як показники шляхової статичної керованості можна використовувати коефіцієнти пропорційності між переміщенням педалей  $x_n$  або зусиллями на педалях  $P_n$  і усталеним значенням  $\beta$  або  $\dot{\psi}$ .

Використовуючи передаточні функції плоского розвороту з урахуванням моделі ручного керування, які аналогічні моделям поздовжнього короткоперіодичного руху (див. рис. 4.1), отримаємо:



$$K_{\beta}^{x_H} = K_H K_{\beta}^H; \quad K_{\beta}^P = K_{x_H}^P K_H K_{\beta}^H;$$

$$K_{\psi}^{x_H} = K_H K_{\psi}^H; \quad K_{\psi}^P = K_{x_H}^P K_H K_{\psi}^H,$$

де  $K_H$  – коефіцієнт передачі проводки системи управління;  
 $K_{x_H}^P$  – жорсткість завантажуючої пружини.

Можна також використовувати обернені величини, наприклад, градієнт переміщення педалей за кутом ковзання

$$X_H^{\beta} = \frac{\partial x_H}{\partial \beta} = \frac{1}{K_{\beta}^{x_H}}.$$

Оскільки керованість літака змінюється в широкому діапазоні при зміні параметрів польоту ( зміна ефективності руля направлення, в тому числі затінення руля направлення на великих кутах атаки, зміна шляхової стійкості тощо. ), а це у свою чергу відбивається на зміні коефіцієнтів  $K_{\beta}^H$ ,  $K_{\psi}^H$ , то виникає задача нормування та стабілізації статичних характеристик шляхової стійкості.

Для оцінки *асимптотичної (динамічної) шляхової стійкості* застосовують передаточну функцію

$$W_{\beta}^H(p) = \frac{K_{\beta}^H \omega_{\beta}^2}{p^2 + 2\xi_{\beta} \omega_{\beta} p + \omega_{\beta}^2},$$

де  $p^2 + 2\xi_{\beta} \omega_{\beta} p + \omega_{\beta}^2 = p^2 + b_1 p + b_0$  – характеристичний поліном (головний визначник систем рівнянь 3.11) з коефіцієнтами:

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

Необхідною та достатньою умовою асимптотичної стійкості руху з ристання є додатність коефіцієнтів характеристичного рівняння математичної моделі, тобто  $b_1 > 0$ ,  $b_0 > 0$ .

Умова  $b_1 > 0$  виконується завжди, оскільки

$$a_{m_y}^{\omega_y} = -K_y m_y^{\omega_y}; \quad a_z^{\beta} = \frac{P}{mV} - \frac{\rho V S}{2m} c_{z_a}^{\beta},$$

а аеродинамічні коефіцієнти  $m_y^{\omega_y} < 0$ ,  $c_{z\alpha}^\beta < 0$  за своєю фізичною суттю (демпфіруючий момент завжди спрямований назустріч кутовій швидкості, а позитивний приріст кута ковзання викликає негативний приріст бічної сили).

Отже, асимптотична стійкість руху з рискання визначається знаком коефіцієнта  $b_0$ , а оскільки друга складова у виразі для  $b_0$  завжди додатна, то додатність  $b_0$  визначається коефіцієнтом

$$a_{m_y}^\beta = -K_y m_y^\beta.$$

При  $m_y^\beta < 0$  (позитивний приріст кута ковзання викликає негативний аеродинамічний момент, спрямований на його усунення), тобто при наявності шляхової статичної стійкості забезпечується також асимптотична стійкість руху з рискання. Як і для подовженого короткоперіодичного руху, нестійкість руху з рискання може бути тільки аперіодичною.

**Якість перехідних процесів** руху рискання можна характеризувати термінами передаточних функцій:

– частотою недемпфірованих коливань

$$\omega_\beta = \sqrt{a_{m_y}^\beta + a_z^\beta a_{m_y}^{\omega_y}};$$

– логарифмічним декрементом згасання (коефіцієнтом згасання)

$$\xi_\beta = \frac{b_1}{2\omega_\beta} = \frac{a_{m_y}^{\omega_y} + a_z^\beta}{2\sqrt{a_{m_y}^\beta + a_z^\beta a_{m_y}^{\omega_y}}}.$$

Величина  $\omega_\beta$  визначає запас шляхової стійкості та швидкість управління й істотно залежить від  $a_{m_y}^\beta$ , а  $\xi_\beta$  характеризує згасання коливань перехідного процесу і в основному визначається власним аеродинамічним демпфіруванням, тобто коефіцієнтом  $a_{m_y}^{\omega_y}$ . Для сучасних літаків ці показники змінюються в достатньо широких межах:

$$\omega_{\beta} = (0,5 \dots 7,0) \text{ c}^{-1}; \xi_{\beta} = 0,03 \dots 0,15.$$

Область необхідних значень  $\omega_{\beta}$  та  $\xi_{\beta}$  при задовільній керованості позначена штрихуванням на рис. 4.13.

Аналіз приведених оцінок показує, що, навіть при більш помірних вимогах до динамічних характеристик керованості, в шляховому каналі у порівнянні з поздовжнім на більшості режимів польоту ручне керування можливо лише при додатковому демпфюванні коливальної складової малого бічного руху за допомогою автоматичних пристроїв.

За нормативами для літаків різних класів бічний коливальний збуджений рух повинен мати час згасання коливань до рівня 5% від вихідної амплітуди (рис. 4.14) у межах (8...15) с. Вважають припустимими, але небажаними повільно розбіжні коливальні процеси типу спіральної нестійкості.

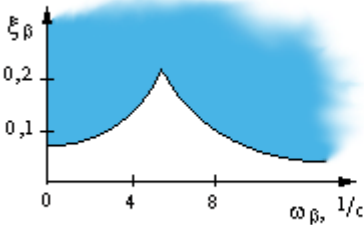


Рис. 4.13

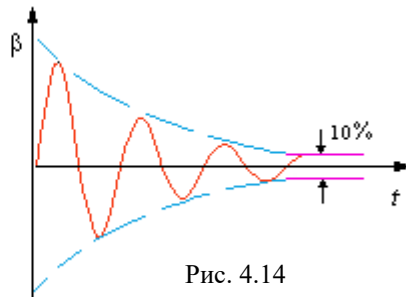


Рис. 4.14

#### 4.4.2. Критерії поперечної керованості

Оскільки на сучасних літаках управління бічним рухом здійснюється за рахунок крену, то критерії керованості креном є основними при оцінці пілотажних характеристик літака в бічному русі.

Аналізуючи структурну схему (рис. 4.15) каналу ручного керування кутовою швидкістю крену (поперечну керованість оцінюють саме за кутовою швидкістю крену), отримаємо характеристики *поперечної статичної керованості*:

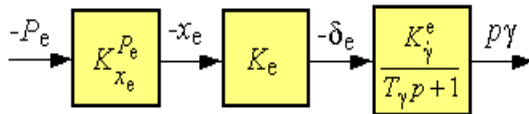


Рис. 4.15

$$K_{\dot{\gamma}}^{x_e} = K_e K_{\dot{\gamma}}^e; \quad K_{\dot{\gamma}}^{P_e} = K_{x_e}^{P_e} K_e K_{\dot{\gamma}}^e,$$

де  $K_e$  – коефіцієнт передачі проводки системи управління;  $K_{\dot{\gamma}}^e$  – коефіцієнт підсилення математичної моделі літака з кутової швидкості крену, який залежить від режимів польоту;  $K_{x_e}^{P_e}$  – жорсткість завантажуючої пружини.

Коефіцієнти пропорційності  $K_{\dot{\gamma}}^{x_e}$ ,  $K_{\dot{\gamma}}^{P_e}$ , а також обернені величини – градієнт переміщення важеля або зусилля на важелі за кутовою швидкістю крену :

$$X_e^{\dot{\gamma}} = \frac{\partial x_e}{\partial \dot{\gamma}} = \frac{1}{K_{\dot{\gamma}}^{x_e}}; \quad P_e^{\dot{\gamma}} = \frac{\partial P_e}{\partial \dot{\gamma}} = \frac{1}{K_{\dot{\gamma}}^{P_e}}$$

– відносять до статичних характеристик керованості. За оцінками пілотів для хорошої якості управління ці показники не повинні істотно змінюватися при зміні режиму польоту.

Іноді ефективність поперечного управління оцінюється по величині максимального кутового прискорення або по величині максимальної кутової швидкості крену. Нормативні значення  $(\omega_x)_{\max}$ ,  $(\dot{\omega}_x)_{\max}$  змінюються в достатньо широких межах у залежності від класу літака, категорії та режиму польоту:

$$(\omega_x)_{\max} = (0,15 \dots 1,5) \text{ рад/с}; \quad (\dot{\omega}_x)_{\max} = (0,5 \dots 10) \text{ рад/с}^2.$$

**Динамічні характеристики поперечної керованості** визначаються сталою часу руху літака з крену  $T_{\dot{\gamma}}$  (див. математичну модель літака на рис. 4.15). Вона характеризує інерційність ізольованого руху з крену при умовах, що кут ковзання дорівнює нулю.

На рис. 4.16 зображені лінії рівних оцінок маневреного літака у площині параметрів  $T_{\dot{\gamma}}$ ,  $(\dot{\omega}_x)_{\max}$ , тобто з урахуванням максимально можливого прискорення. Найкращі оцінки отримують при

$$T_{\dot{\gamma}} = (0,4 \dots 1,0) \text{ с}; \quad (\dot{\omega}_x)_{\max} = (7 \dots 10) \text{ рад/с}^2.$$

При польоті на малих швидкостях, а також на великих висотах необхідно зменшувати  $T_\gamma$  до вказаного значення, для чого використовують демпфери крену. Для виконання другої умови доводиться штучно підвищувати ефективність поперечної керованості особливо при польоті з великими кутами стрілоподібності крила.

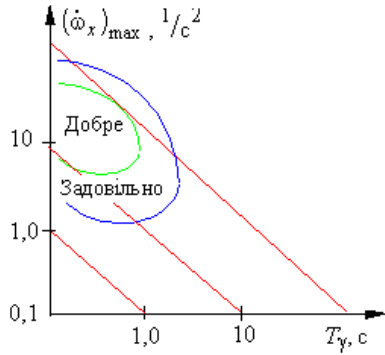


Рис. 4.16

**Асимптотична стійкість** ізольованого руху з кутової швидкості крену (у рамках спрощеної математичної моделі) не викликає сумнів, оскільки рух описується простою аперіодичною ланкою.

Розглянуті показники поперечної керованості справедливі для ізольованого руху з крену. Однак у сучасних літаків зі стрілоподібним крилом спостерігається сильний взаємозв'язок руху з крену та з рискання.

#### 4.4.3. Інші критерії бічної стійкості та керованості

Багато на всіх режимах польоту мати малий взаємозв'язок руху з крену та з рискання. Для його кількісної оцінки використовують показник

$$\alpha = \frac{\omega_{x_{\max}}}{\omega_{y_{\max}}},$$

що дорівнює відношенню максимальних амплітуд кутових швидкостей крену та рискання у вільному збуреному русі.

Спрощене співвідношення для розрахунку цього показника має вигляд:

$$\alpha \approx \frac{m_x^\beta I_y}{m_y^\beta I_x} \frac{1}{\sqrt{1 + (\omega_\beta \cdot T_\gamma)^{-2}}}.$$

Оскільки у сучасних літаків зі стрілоподібним крилом зросли поперечна статична стійкість  $m_x^\beta$  та відношення моментів інерції  $I_y(I_x)^{-1}$ , то показник  $\omega$  також значно збільшився. При великих значеннях  $\omega$  літак володіє підвищеною реакцією з крену на моментні збурення відносно нормальної осі, наприклад, відмова двигуна для багатомоторного літака та на відхилення педалей. Тому значення цього показника не повинні перевищувати 0,3...3,0 залежно від класу літака.

Наявність на літаку автомата шляхової стійкості, який підвищує  $m_y^\beta$ , зменшує значення показника  $\omega$ . Демпфери крену та рискання зменшують взаємний вплив бічних рухів навіть при великих значеннях показника  $\omega$ . У цьому випадку, незважаючи на значний розмір відношення  $\omega_{x_{\max}} / \omega_{y_{\max}}$ , перехідні процеси не оцінюються пілотом як незадовільні у зв'язку з невеликими значеннями кутових швидкостей.

Через взаємний вплив рухів з крену та з рискання управління бічним рухом здійснюється координованим відхиленням двох органів управління: елеронів і руля направлення. При цьому розв'язуються дві задачі:

- запобігається зворотна реакція літака з крену при відхиленні руля направлення;
- підвищується ефективність управління розворотом літака.

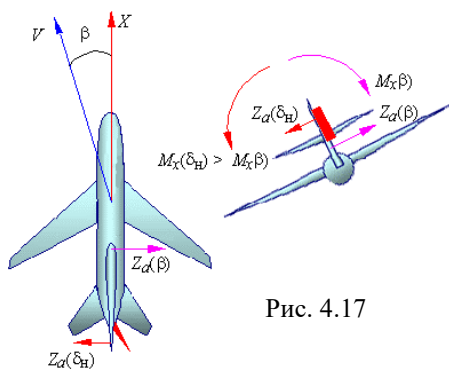


Рис. 4.17

При відхиленні руля направлення (рис. 4.17) крім основного моменту управління  $M_y(\delta_H)$  створюється також момент крену  $M_x(\delta_H)$ , який нахилає літак у бік, протилежний розвороту. Цьому моменту протидіє момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$  та спіральний

момент  $M_x(\omega_y)$ . Якщо літак має малий запас поперечної стійкості  $|M_x(\beta)| < |M_x(\delta_H)|$ , то він нахилиється у бік протилежний розвороту. Таким чином, має місце зворотна реакція літака з крену на відхилення педалей. Щоб цього позбутися, пілот, відхиляючи педалі ( $x_H$ ), одночасно відхиляє важіль управління з крену ( $x_e$ ) у бік розвороту. Отже,  $x_e = f(x_H)$ .

З іншого боку, якщо реакція літака на східчає відхилення елеронів у рамках математичної моделі ізольованого руху з крену ( $\beta=0$ ) близька до параболи (рис. 4.18 крива 1), то реальні криві (рис. 4.18 криві 2, 3) істотно відрізняються. При цьому залежно від співвідношення моментів  $M_x(\beta)$  та  $M_x(\omega_y)$  можливі випадки “зависання” літака з крену (рис. 4.18 крива 3), які погіршують ефективність розвороту, що оцінюється пілотом як негативні явища.

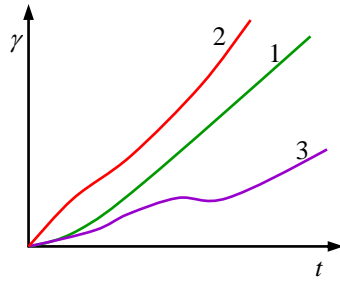


Рис. 4.18

Додатковим відхиленням педалей у бік розвороту пілот, компенсуючи кут ковзання, збільшує кутову швидкість  $\omega_y$  і відповідний спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Сумісно з моментом управління  $M_x(\delta_e)$  спіральний момент “підкручує” літак, запобігаючи “зависання” з крену. Отже,  $x_H = f(x_e)$ .

Таким чином, для забезпечення прийнятної якості управління бічним рухом пілот реалізує перехресні зв’язки між шляховим і поперечним каналами. Це знайшло своє відображення також у показниках бічної керованості. Зокрема, необхідно нормувати градієнти:

$$X_e^\beta = \frac{\partial x_e}{\partial \beta}; \quad X_e^{\omega_y} = \frac{\partial x_e}{\partial \omega_y}; \quad P_e^\beta = \frac{\partial P_e}{\partial \beta}; \quad P_e^{\omega_y} = \frac{\partial P_e}{\partial \omega_y};$$

$$X_H^\gamma = \frac{\partial x_H}{\partial \gamma}; \quad X_H^{\omega_x} = \frac{\partial x_H}{\partial \omega_x}; \quad P_H^\gamma = \frac{\partial P_H}{\partial \gamma}; \quad P_H^{\omega_x} = \frac{\partial P_H}{\partial \omega_x}.$$

Для забезпечення нормованих показників бічної керованості в системах автоматизованого штурвального управління реалізують перехресні зв’язки між каналами руля направлення та елеронів.

Розглянуті в цій главі показники стійкості та керованості змінюються при зміні режимів польоту. Дослідження показують, що сучасні літаки не на всіх режимах польоту мають прийнятні пілотажні характеристики. Хороша якість управління забезпечується в достатньо вузькому діапазоні режимів польоту:  $H = (0 \dots 5000)\text{м}$ ;  $M = 0,4 \dots 0,6$ .

Поза цієї області припустимі характеристики стійкості та керованості можуть бути забезпечені тільки з використанням засобів часткової автоматизації: демпферів, автоматів стійкості, автоматів регулювання управління.

### Контрольні питання

1. Від яких факторів залежать вимоги до пілотажних характеристик літака, яким чином оцінюються пілотажні характеристики?
2. Що розуміють під стійкістю та керованістю літака?
3. Дати визначення статичної стійкості літака.
4. Дати визначення статичної керованості літака, перелічити показники статичної керованості.
5. За якими параметрами руху літака оцінюють поздовжню, шляхову та поперечну статичну керованість?
6. Які показники характеризують динамічну стійкість і керованість у термінах перехідних і передаточних функцій, як оцінити асимптотичну стійкість руху літака?
7. Проведіть аналіз асимптотичної стійкості поздовжнього руху літака.
8. Які значення  $\xi_\alpha$  та  $\omega_\alpha$  за результатами оцінок літаків пілотами вважаються оптимальними?
9. За яких умов забезпечується асимптотична стійкість руху з ризику?
10. За якими критеріями оцінюється ефективність поперечного управління?
11. Який показник використовується для оцінки взаємозв'язку руху з крену та з ризику?



## Розділ II. АВТОМАТИЧНІ СИСТЕМИ ПОЛІПШЕННЯ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛІТАКА

У цьому розділі викладаються принципи побудови систем поліпшення стійкості та керованості літака. Але попередньо розглянемо принципи побудови, класифікацію та особливості апаратурної реалізації типових каналів автоматичного управління літака.

### Глава 5. ТИПОВИЙ КАНАЛ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ЛІТАКА

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.

На рис. 5.1 зображена структурна схема трирівневого управління польотом літака. Якісні характеристики стійкості та керованості є умовою успішного виконання будь-якого польотного завдання. Для поліпшення цих характеристик використовуються контури стійкості та керованості, які, працюючи сумісно з пілотом, перетворюють літак в об'єкт з прийнятними пілотажними характеристиками. Ці контури реалізуються засобами часткової автоматизації: демпферами, автоматами стійкості, автоматами регулювання управління, а також комплекс-

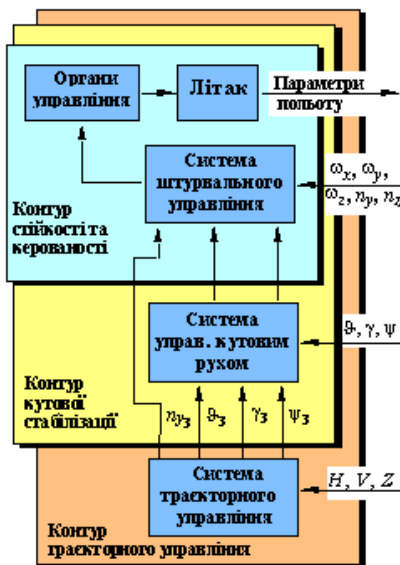


Рис. 5.1

ними системами стійкості та керованості (системами штурвального управління).

Контури управління кутовим рухом призначені для управління та стабілізації кутового положення літака, яке характеризується кутами крену, тангажа та ризику. Ці контури будуються на основі контурів стійкості та керованості, тобто, є зовнішніми по відношенню до цих контурів.

Контури траекторного управління призначені для управління та стабілізації руху центра мас. Відомо, що управління траекторією здійснюється за рахунок зміни кутових положень літака. Виняток складають нетрадиційні контури безпосереднього управління аеродинамічними силами та контури управління тягою двигуна. Тому контури траекторного управління будуються на основі контурів управління кутовим рухом і стають по відношенню до цих контурів зовнішніми.

Звідси впливає основне призначення контурів управління кутовим рухом – поліпшення управління траекторією польоту. Відсутність контурів управління кутовим рухом утруднює забезпечення стійкості автоматичного управління траекторним рухом. У режимі ручного управління траекторією польоту автоматична стабілізація кутового положення значно збільшує дискретність управління. Пілот лише іноді втручається в управління, щоб внести поправки в задані значення курсу та тангажа для усунення помилок видержування траекторії польоту.

Часто кутова стабілізація на деяких етапах польоту є необхідною умовою виконання польотного завдання. Наприклад, на етапі аерофотографування необхідна точна кутова стабілізація, щоб запобігти нечіткості зображення.

Контури управління кутовим рухом і контури стабілізації висоти польоту виникли раніше і традиційно називаються автопілотами. На відміну від автопілотів САУ забезпечують цілеспрямоване управління траекторією на деяких етапах польоту: захід на посадку, маловисотний політ, політ за маршрутом тощо, а також вбирають у себе всі функції автопілотів. Відмінною особливістю САУ є її широкий зв'язок з іншим бортовим обладнанням, з радіотехнічними та з пілотажно-навігаційними комплексами.

## 5.1. Структура типового каналу автоматичного управління літака

Система автоматичного управління польотом літака відноситься до класу багатоканальних систем управління. Основними каналами управління літака є: канал елеронів, канал руля висоти, канал руля направлення. У системах автоматичного управління можуть бути також додаткові канали: канал управління тягою двигуна, канал інтерцепторів, канал флаперонів тощо.

Типовий канал автоматичного управління літака містить у собі такі необхідні елементи:

- датчики інформації (вимірники параметрів польоту);
- проміжні елементи, що об'єднуються в обчислювач (узгоджувальні, порівнюючі, задавальні та коректуючі пристрої);
- сервопривод, який складається з підсилювача потужності та виконавчого пристрою (рульового агрегату), що охоплені від'ємним зворотним зв'язком.

Узагальнена структурна схема каналу автоматичного управління літака зображена на рис. 5.2. На структурній схемі показані:

$\delta$  – відхилення рульового органу літака; РП – рульовий привод (бустер);  $D_i$  – датчики інформації;  $X_i, X_{i_3}$  – виміряні та задані фазові координати літака;  $W_{\phi}^{X_i}(p)$  – передаточні функції коректуючих елементів; Пс – підсилювач потужності;  $W_{pa}(p)$  – передаточна функція рульового агрегату;  $W_{зз}(p)$  – передаточна функція зворотного зв'язку;  $W_{сп}(p)$  – передаточна функція сервопривода (еквівалентна передаточна функція рульового агрегату, охопленого від'ємним зворотним зв'язком).

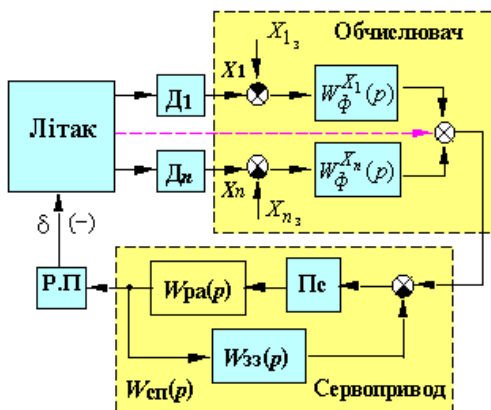


Рис. 5.2

Найбільш широкоживаними датчиками інформації в САУ є : гіроскопічні датчики кутів і кутових швидкостей, датчики перевантаження, анероїдно-мембранні датчики висоти та швидкості польоту (датчики швидкісного напору та числа М, датчики статичного тиску, коректори висоти та коректори-задатчики швидкості польоту), датчики кутів атаки та ковзання й окремо – специфічні датчики САУ – датчики положення механічних пристроїв літака та САУ (рульових органів, важелів управління, виконавчих пристроїв і т. п.). До датчиків інформації слід також віднести зовнішні системи, що надають інформацію про траєкторний рух літака.

Автоматичні системи, які складаються з об'єкту управління та керуючого пристрою, що сприймає інформацію про параметри об'єкту, являють собою систему зі зворотним зв'язком, яка працює за принципом відхилення. Саме до цього класу систем відносяться системи автоматичного управління польотом літака. Системи автоматичного управління характеризується статичними та динамічними властивостями. Зміна властивостей системи в потрібному напрямку досягається корекцією керуючих впливів за певними законами.

Залежність, що визначає відхилення рульового органу від параметрів польоту, прийнято називати *законом управління*. Закон управління в загальному вигляді може бути записаний (див. рис. 5.2) так:

$$\delta = W_{\text{сп}}(p) \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{X_i}(p)(X_i - X_{i_3}). \quad (5.1)$$

Коректуючі елементи можуть додавати в закон управління крім позиційного сигналу ( сигналу відхилення  $X_i - X_{i_3}$  ) похідну та інтеграл від позиційного сигналу.

Наприклад, при управлінні за сигналом  $X_1$  закон управління може мати вигляд:

$$\delta = W_{\text{сп}}(p)(K_1 + \dot{K}_1 p + \frac{\tilde{K}_1}{p})(X_1 - X_{1_3}).$$

де  $K_1$ ,  $\dot{K}_1$ ,  $\tilde{K}_1$  – передаточні числа (коефіцієнти підсилення) відповідних сигналів.

З точки зору теорії автоматичного управління позиційний сигнал – це основний керуючий сигнал, який забезпечує стабілізацію заданого параметру польоту.

Похідна від позиційного сигналу, забезпечуючи демпфірування коливань перехідного процесу, надає системі стійкості, але не впливає на статичні властивості системи ( на помилку стабілізації ). Часто замість диференціювання позиційного сигналу використовують еквівалентні сигнали. Наприклад, замість сигналу  $p_y$  використовується сигнал  $\omega_x$ .

Інтегральна складова, підвищуючи ступінь астатизму, поліпшує статичні властивості системи (точність управління), але погіршує її стійкість.

Сервопривод перетворює керуючі сигнали обчислювача в переміщення органів управління літака, при цьому від характеристик сервопривода багато у чому залежить якість управління.

## 5.2. Сервоприводи систем автоматичного управління

За принципом дії відрізняють сервоприводи з електричними та електрогідравлічними рульовими агрегатами. На деяких літальних апаратах (ракетах, безпілотних літальних апаратах) іноді застосовують електропневматичні рульові агрегати, які використовують або енергію стислого повітря, або енергію гарячого газу високого тиску (наприклад, порохових газів). Електрогідравлічні рульові агрегати мають більшу питому потужність на одиницю маси й володіють меншою в порівнянні з електричними рульовими агрегатами інерційністю при однаковій потужності, але значно дорожчі, менш технологічні та складніші в експлуатації ніж електричні. Рульові агрегати вбудовуються в механічну проводку системи управління літака.

Типова схема механічної проводки системи управління літака містить такі основні елементи (рис. 5.3): ручку (важіль) управління  $PV$ , механізм завантаження  $ЗМ$ , механізм тримірування  $МТ$ , який функціонує при натисканні кнопки  $КН$  “Триммер”, механічні тяги та необоротний бустер – рульовий привод  $РП$ .

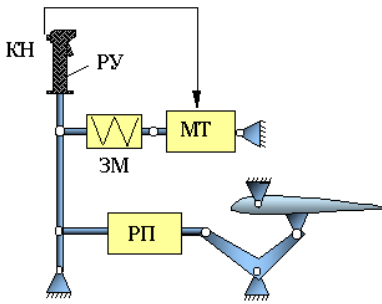


Рис. 5.3

Механічна проводка системи управління виконується частіше всього у вигляді механічних тяг і качалок, а в деяких випадках у вигляді тросової (гнучкої) передачі. Тросову проводку вигідніше застосовувати на важких літаках оскільки в цьому випадку можна отримати значний виграш у вазі. На сучасних літаках часто

використовують електродистанційні системи передачі управління, в яких сигнал переміщення важеля управління знімається з датчика положення й передається по електричній мережі до рульового привода, який має електричний вхід.

При управлінні крізь необоротний бустер потужний шарнірний момент руля сприймається бустером і пілот на відміну від прямого управління (без гідропідсилювача) не відчуває зусиль на важелі, оскільки витрачає зусилля тільки на переміщення золотника бустера. Тому для створення необхідних для відчуття управління зусиль використовується пружинний завантажувач.

Зняття постійних зусиль із важеля при встановленні його в балансировочне положення здійснюється шляхом переміщення точки опори (нейтрального положення) пружини за допомогою механізму тримерного ефекту (механізму тримірування). У безбустерних системах управління тример – це невелика за площиною аеродинамічна поверхня, яка розташовується на кінціві руля висоти і створює момент, що утримує руль висоти у відхиленому положенні. Звідси назва механізму тримерного ефекту, тобто, пристрою, який імітує дію тримера.

Рульові агрегати сервоприводів включаються в проводку системи управління літака послідовно або паралельно на ділянці між важелями управління та гідропідсилювачами (бустерами).

Послідовна схема включення може бути реалізована у двох варіантах: “розсувна тяга” (рис. 5.4, а) і “диференційна качалка” (рис. 5.4, б). Із кінематичної схеми видно, що зміна положення вихідної ланки рульового агрегату *РА* при послідовному включенні спричиняє переміщення золотника бустера. При цьому важіль управління залишається нерухомим. Дійсно, змінити положення золотника бустера значно легше, ніж посунути проводку сумісно з важелем управління, що затиснутий пружинним завантажувачем.

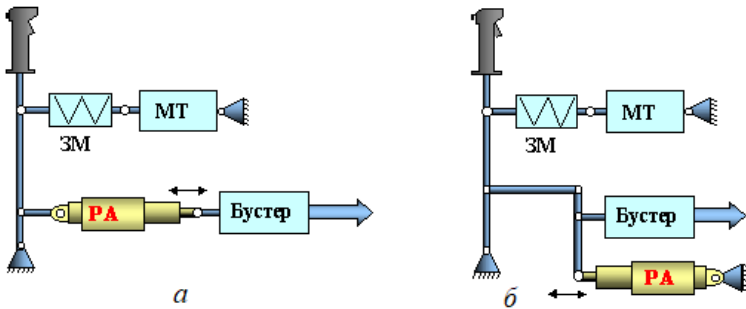


Рис. 5.4

Послідовна схема включення рульових агрегатів передбачає сумісне управління літаком від пілота та САУ. Переміщення золотника бустера, а отже й рульової поверхні здійснюється шляхом механічного підсумовування керуючих впливів пілота та рульового агрегату САУ. У дистанційних системах управління підсумовування керуючих впливів пілота та САУ здійснюється в обчислювачі, тобто, електродистанційні системи управління – це окремий випадок послідовної схеми включення рульових агрегатів.

Паралельна схема включення рульового агрегату в проводку системи управління (рис. 5.5) не передбачає сумісну роботу пілота та САУ. При роботі сервопривода САУ, відповідно кінематичній схемі, важелі управління в кабіні пілота відстежують переміщення вихідної ланки рульового агрегату. Для втручання в управління пілот повинен вимкнути САУ.

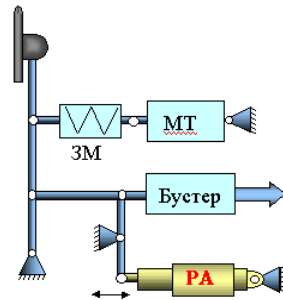


Рис. 5.5

Сервопривод системи автоматичного управління – це силова системи стеження зі зворотним зв'язком. Залежно від типу зворотного зв'язку розрізняють сервоприводи з жорстким, гнучким (швидкісним) й ізодромним від'ємними зворотними зв'язками. Тип зворотного зв'язку визначає передаточну функцію сервопривода, від якої, відповідно до (5.1), багато у чому залежить якість управління. Передаточна функція сервопривода, тобто еквівалентна передаточна функція рульового агрегату сумісно з підсилювачем потужності, охоплених від'ємним зворотним зв'язком (див. рис. 5.2), визначається як:

$$W_{сп}(p) = \frac{W_{ра}(p) \cdot K_{пс}}{1 + W_{ра}(p) \cdot K_{пс} \cdot W_{зз}(p)}, \quad (5.2)$$

де  $K_{пс}$  – коефіцієнт підсилення підсилювача потужності;  $W_{ра}(p)$  – передаточна функція рульового агрегату;  $W_{зз}(p)$  – передаточна функція зворотного зв'язку.

Тобто для отримання передаточної функції сервопривода необхідно знати передаточну функцію рульового агрегату та передаточну функцію зворотного зв'язку.

Рульовий агрегат як складова частина контуру управління, наприклад, електричний рульовий агрегат без урахування різних обмежень і нелінійностей, може бути наближено поданий інтегрованою ланкою, якщо за вихідний параметр обрати переміщення вихідного елемента, наприклад, кут повороту вала електродвигуна. Дійсно кут повороту вала електродвигуна пропорційний інтегралу від кутової швидкості, яка у свою чергу залежить від величини керуючого сигналу. Інерційність ротора електродвигуна та передаточного механізму можна додатково врахувати, наприклад, аперіодичною ланкою.

Тоді передаточну функцію  $W_{ра}(p)$  можна подати у вигляді:

$$W_{ра}(p) = \frac{K_{ра}}{p(T_{ра}p + 1)},$$

де  $K_{ра}$  – коефіцієнт підсилення рульового агрегату;  $T_{ра}$  – стала часу рульового агрегату.

Сучасні рульові агрегати мають сталу часу, що на порядок менше сталої часу кутових рухів літака. Це дає підстави для наближеного опису рульового агрегату суто інтегральною ланкою



$$W_{pa}(p) \approx \frac{K_{pa}}{p}.$$

При жорсткому зворотному зв'язку, сигнал якого пропорційний переміщенню вихідної ланки рульового агрегату, тобто

$$W_{33}^{\text{ж}}(P) = K_{33},$$

де  $K_{33}$  – коефіцієнт підсилення кола зворотного зв'язку, передаточна функція сервопривода з урахуванням (5.2) має вигляд:

$$W_{сп}^{\text{ж}}(p) = \frac{K_{pa}K_{пс}}{p + K_{pa}K_{пс}K_{33}} = \frac{K_{сп}}{T_{сп}p + 1},$$

де  $K_{pa}K_{пс}$  – добротність сервопривода з кутової швидкості;  $T_{сп} = (K_{33}K_{pa}K_y)^{-1}$  – стала часу сервопривода;  $K_{сп} = (K_{33})^{-1}$  – коефіцієнт підсилення сервопривода.

Нехтуючи інерційністю сервопривода, оскільки добротність з кутової швидкості це достатньо значна величина, можна наближено подати передаточну функцію сервопривода з жорстким зворотним зв'язком суто підсилюючою ланкою

$$W_{сп}^{\text{ж}}(p) \approx K_{сп}. \quad (5.3)$$

Таким чином, при жорсткому зворотному зв'язку забезпечується пропорційність між вхідним керуючим сигналом і відхиленням рульової поверхні. Технічно жорсткий зворотний зв'язок реалізується за допомогою потенціометричних або індукційних датчиків переміщення вихідної ланки рульового агрегату.

Якщо рульовий агрегат охоплений гнучким (швидкісним) зворотним зв'язком ( $W_{33}^{\Gamma}(p) = p K_{33}$ ), який технічно реалізується за допомогою , наприклад, тахогенераторів, то передаточна функція сервопривода з урахуванням (5.2) визначається як:

$$W_{сп}^{\Gamma}(p) = \frac{K_{pa}K_{пс}}{p(1 + K_{pa}K_{пс}K_{33})} \approx \frac{K_{сп}}{p}, \quad (5.4)$$

де  $K_{сп} \approx (K_{33})^{-1}$ , враховуючи, що ( $K_{pa}K_{пс}K_{33} \gg 1$ ).

Іздромний зворотний зв'язок поєднує в собі якості жорсткого зворотного зв'язку при високій частоті зміни положення вихідної ланки рульового агрегату та гнучкого зворотного зв'язку на низьких частотах. Передаточна функція іздромного зворотного зв'язку яв-

ляє собою реальну диференціальну ланку зі спеціально збільшеною сталою часу  $T_i$

$$W_{33}^i = K_{33} \frac{T_i p}{T_i p + 1}.$$

За датчик зворотного зв'язку використовується потенціометричний або індукційний датчик переміщення вихідної ланки рульового агрегату, а ізодромна ланка у колі датчика зворотного зв'язку формується двома способами:

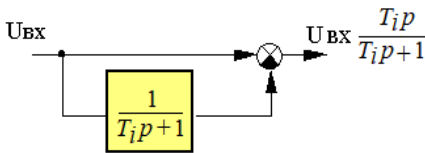


Рис. 5.6

- з використанням схеми диференціювання на елементах RC;

- з використанням схеми віднімання (рис. 5.6).

При ізодромному зворотному зв'язку передаточна функція сервопривода з урахуванням (5.2) може бути подана у вигляді:

Нехтуючи інерційністю сервопривода  $T_{сп} = \frac{T_i}{(1 + K_{ра} T_i K_{пс} K_{зз})} \approx 0$ ,

а також, вважаючи  $1 + K_{ра} T_i K_{пс} K_{зз} \approx K_{ра} T_i K_{пс} K_{зз}$ , отримаємо передаточну функцію сервопривода з ізодромним зворотним зв'язком у вигляді

$$W_{сп}^i(p) \approx K_{сп} \frac{(T_i p + 1)}{T_i p}, \quad (5.5)$$

де  $K_{сп} \approx (K_{зз})^{-1}$  – коефіцієнт підсилення сервопривода.

Таким чином, при гнучкому й ізодромному зворотному зв'язку сервопривод зберігає свої інтегруючі властивості, забезпечуючи пропорційність між вхідним сигналом і швидкістю відхилення рульової поверхні. При цьому сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком при високочастотному вхідному сигналі ( $\omega > 1/T_i$  див. логарифмічну характеристику на рис. 5.7) поводить себе як сервопривод з жорстким зворотним зв'язком, а низькочастотні та, що важливо, постійні складові вхідного сигналу відпрацьовує як сервопривод з гнучким зворотним зв'язком.

Більш детальне дослідження сервопривода, як системи стеження (з урахуванням інерційності рульового агрегату) показує, що будь-який зворотний зв'язок зменшує інерційність сервопривода, але жорсткий зворотний зв'язок при цьому погіршує стійкість системи стеження (при значних коефіцієнтах підсилення кола зворотного зв'язку в системі можуть з'явитися високочастотні коливання). Гнучкий зворотний зв'язок навпаки позитивно впливає на стійкість системи стеження. Тому іноді в сервоприводах з жорстким зворотним зв'язком для поліпшення стійкості системи стеження одночасно з жорстким використовують гнучкий зворотний зв'язок. Еквівалентна передаточна функція сервопривода при цьому залишається суто підсилюючою ланкою, звичайно, з урахуванням раніше прийнятих припущень.

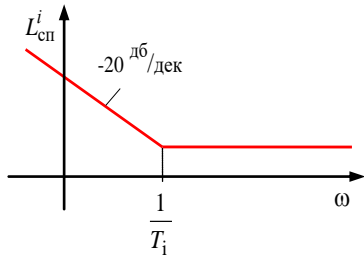


Рис. 5.7

Відповідно задачам, що вирішують сервоприводи, можна сформулювати загальні вимоги до виконавчих пристроїв САУ:

1. Потужність привода має перевищувати потужність, яка необхідна для приведення в рух органів управління.
2. Мала інерційність сервопривода. Вона визначається сталою часу перехідного процесу системи стеження. У сучасних сервоприводах САУ стала часу привода лежить у межах  $(0,05 \dots 0,2)$  с.
3. Лінійність статичної характеристики у всьому діапазоні регулювання. Під статичною характеристикою розуміють залежність швидкості переміщення вихідної ланки рульового агрегату від величини вхідного сигналу.
4. Велика смуга пропускання.
5. Мала зона нечутливості сервопривода.
6. Висока швидкість переміщення рульових поверхоень. Для перспективних маневрених літаків вона досягає таких значень:
  - стабілізатора – 50 град/с;
  - елеронів – 100 град/с;

- руля направлення – 62 град/с;
- інтерцепторів – 200 град/с.

Крім того, сервоприводи повинні робити в умовах вібрації та перевантажень, у широкому діапазоні змін температури, тиску та вологості. Важливими є також вимоги експлуатаційної технологічності, ремонтпридатності та ступені уніфікації сервоприводів САУ.

### 5.3. Класифікація каналів автоматичного управління. Особливості апаратурної реалізації каналів

Канали автоматичного управління польотом можна класифікувати, по-перше, за органами управління. Наприклад, канал руля висоти, канал елеронів, канал інтерцепторів тощо.

По-друге, канали автоматичного управління класифікують залежно від типу зворотного зв'язку сервопривода, тобто, за законами управління. Використовуючи вирази (5.1), (5.3), (5.4), (5.5), запишемо узагальнені закони управління:

- каналу управління з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі

$$\delta = K_{\text{сп}} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{X_i}(p)(X_i - X_{i_3});$$

- каналу управління з гнучким зворотним зв'язком у сервоприводі

$$\delta = \frac{K_{\text{сп}}}{p} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{X_i}(p)(X_i - X_{i_3}); \quad (5.6)$$

- каналу управління з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі

$$\delta = K_{\text{сп}} \frac{T_i p + 1}{T_i p} \sum_{i=1}^n W_{\phi}^{X_i}(p)(X_i - X_{i_3}). \quad (5.7)$$

Із законів управління (5.6), (5.7) виходить, що канали автоматичного управління з гнучким та ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі формують інтеграл від усієї суми керуючого сигналу, намагаючись поліпшити статичні якості (точність) системи.

Для того щоб із законів управління можна було визначити тип зворотного зв'язку й уявити собі структуру каналу автоматичного управління, закони управління каналів із гнучким та ізодромним

зворотним зв'язком у сервоприводі записують з урахуванням пропорційності керуючого сигналу швидкості відхилення рульової поверхні, тобто

- каналу управління з гнучким зворотним зв'язком у вигляді:

$$p\delta = K_{\text{сп}} \sum_{i=1}^n W_{\Phi}^{X_i}(p)(X_i - X_{i_3});$$

- каналу управління з ізодромним зворотним зв'язком у вигляді:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta = K_{\text{сп}} \sum_{i=1}^n W_{\Phi}^{X_i}(p)(X_i - X_{i_3}).$$

А попередній запис законів управління – це запис еквівалентних законів управління, тобто законів управління каналів з жорстким зворотним зв'язком, які за власними статичними та динамічними характеристиками еквівалентні каналам з гнучким або ізодромним зворотними зв'язками.

Закони управління дозволяють додатково класифікувати канали автоматичного управління польотом за складовими закону управління. Наприклад, канал руля висоти з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі та з уведенням інтеграла в закон управління; або канал елеронів з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі та з уведенням першої й другої похідної від основного керуючого сигналу.

Крім того, канали автоматичного управління можна класифікувати за принципом дії та схемою включення рульового агрегату в проводку системи управління. Наприклад, канал руля висоти з паралельним включенням електрогідравлічного рульового агрегату в проводку системи управління.

З особливостей способів включення рульових агрегатів у проводку системи управління виходить, що автоматика систем поліпшення стійкості та керованості, яка працює сумісно з пілотом, повинна включатися в проводку системи управління тільки послідовно, а канали автоматичного управління можуть бути як послідовної, так і паралельної дії.

Висока швидкість переміщення рульових поверхонь одна із загальних вимог до виконавчих пристроїв САУ. Але при так званих “швидких відмовах”, які пов'язані з появою на вході сервопривода

максимального випадкового сигналу, пілот не встигне парировати цю відмову, якщо у розпорядження швидкодіючого сервопривода САУ віддати великий діапазон відхилення рульової поверхні, що неприпустимо з точки зору забезпечення безпеки польоту. Тому сучасні САУ мають так званий двоканальний сервопривод, який складається з “швидкого” сервопривода з малим діапазоном переміщення рульової поверхні та з “повільного” сервопривода з великим діапазоном переміщення рульової поверхні.

У розпорядження швидкодіючого сервопривода віддають до 20 % усього діапазону відхилення рульової поверхні ( $1 \dots 5^\circ$ ) і цього достатньо для парирования основних збурень, що діють на літак. Компенсація великих збурень та перебалансування літака забезпечуються малошвидкісним сервоприводом із великим діапазоном переміщення рульової поверхні, за який, як правило, використовують механізм тримерного ефекту, як додатковий виконавчий пристрій САУ паралельної дії.

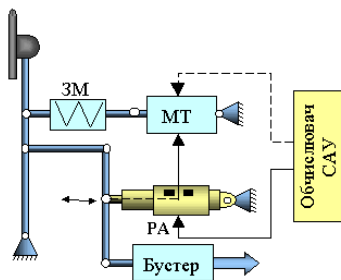


Рис. 5.8

Обчислювач САУ подається тільки низькочастотна складова керуючого сигналу.

Механізм тримерного ефекту крізь пружинний завантажувач переміщує важіль управління, а значить і рульову поверхню в бік необхідної зміни балансування, при цьому “середня” складова керуючого сигналу швидкодіючого сервопривода прагне до нуля. Такий двоканальний сервопривод надійно забезпечує безпеку польоту, оскільки пілот завжди встигає втрутитися в роботу “повільного” сервопривода, а відмова “швидкого” сервопривода не призводить до аварійних ситуацій. Загальне відхилення рульової поверхні при

На рис. 5.8 показана схема такого двоканального сервопривода. Механізм тримерного ефекту *MT* може вмикатися в роботу за сигналом рульового агрегату *РА*, якщо той вже вичерпав увесь свій діапазон (сигнал вмикання надходить із кінцевих вимикачів або з кінцевих ламелей). Інший варіант передбачає одночасну роботу *РА* та *MT*, але на *MT* з обчислювача САУ подається тільки низькочастотна складова керуючого сигналу.

цьому складається з відхилення рульової поверхні від швидкодіючого рульового агрегату  $PA$  та від  $MT$ :

$$\delta = \delta^{pa} + \delta^{MT}.$$

Для поліпшення точності управління в усталеному режимі використовують інтегрувальні властивості “повільного” сервопривода, тобто,  $MT$  охоплюється гнучким зворотним зв’язком. Такий двоканальний сервопривод за своїми характеристиками еквівалентний сервоприводу з ізодромним зворотним зв’язком. Дійсно, якщо “швидкий” сервопривод працює з жорстким зворотним зв’язком, відхиляючи рульову поверхню пропорційно сигналу управління  $U_{упр}$  ( $\delta^{pa} = K_{сп} U_{упр}$ ), а коефіцієнт підсилення “повільного” сервопривода, що охоплений гнучким зворотним зв’язком, в  $T_i$  разів менше коефіцієнта підсилення “швидкого” сервопривода, тобто

$$\delta^{MT} = K_{сп} \frac{U_{упр}}{T_i p},$$

то

$$\delta = K_{сп} U_{упр} + K_{сп} \frac{U_{упр}}{T_i p} = K_{сп} \frac{T_i p + 1}{T_i p} U_{упр}.$$

У польоті режими ручного й автоматичного управління можуть чергуватися. При цьому необхідно, щоб перехід з одного режиму на інший проходив плавно, без ривків рульових поверхонь. Розглянемо шляхи технічного забезпечення цих вимог.

Щоб у момент переходу з ручного на автоматичне управління, тобто у момент звільнення пілотом важеля управління, не було ривків рулів, пілоту необхідно попередньо за допомогою тримера зняти зусилля з важеля (стримувати важіль управління). При цьому балансувальному положенню руля відповідає нейтральне положення пружинного завантажувача (нульове зусилля на важелі) і після звільнення важеля управління, важіль, а також руль залишаються в балансувальному положенні.

Крім того, для “м’якого” підключення сервопривода автоматики необхідно, щоб у момент підключення сигнал на вході рульового агрегату дорівнював нулю. Це досягається застосуванням до моменту вмикання автоматики режиму узгодження.

Схема типового пристрою узгодження у вихідному каскаді каналу управління зображена на рис. 5.9. До моменту вмикання автоматики сигнал суматора

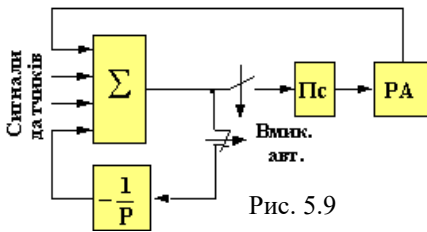


Рис. 5.9

надходить на інтегрувальний елемент, за який, як правило, використовують електродвигун, що переміщує повзунок потенціометра механізму узгодження. Сигнал з потенціометра подається на суматор і компенсує всі інші сигнали. Вихідний сигнал інтегрувального пристрою буде змінюватись, поки є сигнал на виході суматора. Таким чином, коло узгодження являє собою інтегрувальний від'ємний зворотний зв'язок. У момент вмикання автоматики коло узгодження розривається, а вхідний сигнал рульового агрегату з точністю до динамічної помилки дорівнює нулю, що забезпечує "м'яке" підключення сервопривода. У подальшому зміни вхідних сигналів відпрацьовуються рульовим агрегатом.

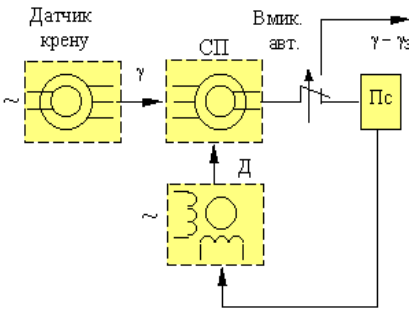


Рис. 5.10

Частише механізми узгодження встановлюють у кола датчиків інформації. На рис. 5.10 зображена найбільш розповсюджена схема механізму узгодження, що включений у коло сельсинної передачі. У режимі узгодження двигун *Д* онулює сигнал з ротора сельсина-приймача *СП*. Таке включення механізму узгодження

крім онулення сигналу, що надходить до сервопривода, дозволяє "запам'ятати" на виході інтегрувальної ланки кола зворотного зв'язку ( на роторі сельсина-приймача ) значення параметра польоту в момент вмикання каналу управління з метою його подальшої стабілізації. У нашому випадку  $\gamma_3$  – заданий кут крену.

У колах окремих датчиків, наприклад датчиків перевантаження, датчиків кутових швидкостей, механізми узгодження не встано-



влюють. При цьому вважають, що вмикання САУ здійснюється в усталеному режимі польоту, тобто, поточні значення сигналів цих датчиків повинні дорівнювати нулю.

Для “м’якого” переходу від автоматичного управління до ручного необхідно, щоб у момент вимкання автоматики важіль управління був повністю розвантажений, а його положення відповідало відхиленню руля.

У схемі з двоканальним сервоприводом (див. рис. 5.8) це виконується автоматично. Оскільки діапазон переміщення рульових поверхонь від швидкодіючого сервопривода незначний (до того ж “середня” складова керуючого сигналу цього сервопривода прагне до нуля), то при вимкненні автоматики ривок органів управління від встановлення штока *РА* в нейтральне положення буде незначний і пілот його практично не відчуває, а і важіль управління, що переміщувався механізмом тримірування, залишається в балансувальному положенні.

Для “м’якого” sprzęження ручного і автоматичного управління паралельного типу існують схеми автоматичного тримірування. На рис. 5.11 зображений варіант такої схеми. У каналі управління такого типу рульовий агрегат *РА*, відхиляючи рульову поверхню, одночасно переміщує важіль управління, при цьому відбувається деформація пружинного завантажувача *ПЗ*. Якщо в цей момент вимкнути сервопривод автоматики, то пружина завантажувача різко перемістить важіль управління і відповідно рульову поверхню. Тому задача пристрою автоматичного тримірування – це задача безперервного розвантажування важеля управління. Вона виконується механізмом тримірного ефекту *МТ* за інформацією датчика автотримера *ДА* про деформацію пружини завантажувача.

Розглянуті приклади не вичерпують усі шляхи технічної реалізації специфічних режимів і пристроїв каналів автоматичного

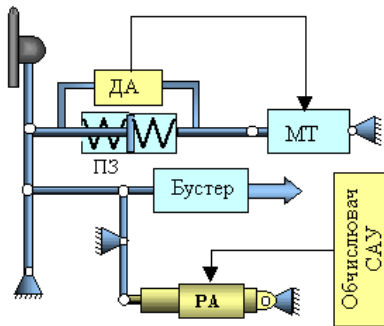


Рис. 5.11

управління польотом, але надають уявлення про особливості їх технічної реалізації.

### **Контрольні питання**

1. Складіть структурну схему типового каналу автоматичного управління літака

2. До якого класу САУ можна віднести систему автоматичного управління польотом літака?

3. Дати визначення та записати в загальному вигляді закони управління каналів САУ з жорстким, гнучким та ізодромним зворотними зв'язками.

4. Для чого в закони управління крім позиційного сигналу можуть додавати похідну та інтеграл від позиційного сигналу?

5. Перелічити основні елементи типової механічної проводки системи управління сучасного літака.

6. Які існують схеми включення рульових агрегатів сервоприводів САУ в механічну проводку системи управління літака?

7. За якою схемою повинна включатися в проводку системи управління автоматика систем поліпшення стійкості та керованості?

8. Отримати передаточні функції сервоприводів з жорстким, гнучким та ізодромним зворотними зв'язками..

9. Для чого в сервоприводах САУ використовують гнучкі та ізодромні зворотні зв'язки?

10. Сформувати загальні вимоги до сервоприводів САУ.

11. Які переваги має так званий двоканальний сервопривод?

12. Сформулювати призначення пристроїв узгодження та автоматичного тримірування.

## Глава 6. АВТОМАТИЧНЕ ФОРМУВАННЯ СТАТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КЕРОВАНОСТІ

Для забезпечення вимог, які визначаються критеріями оцінок пілотажних властивостей літака, служать засоби часткової автоматизації: демпфери, автомати стійкості, автомати регулювання управління. На сучасних літаках цю задачу вирішують комплексні системи стійкості та керованості, які іноді називають системами автоматизованого штурвального управління. *Для автоматичного формування статичних характеристик керованості використовують автомати регулювання управління (АРУ) або відповідні контури у складі систем автоматизованого штурвального управління.*

Існують два види АРУ, які відрізняються принципами побудови:

- програмні, які забезпечують регулювання за збуренням;
- самонастроювальні, які забезпечують регулювання за відхиленням.

### 6.1. Програмні автомати регулювання управління

Виконавчі пристрої програмних АРУ включаються в проводку системи управління літака на ділянці між важелем управління та бустером. При зміні режиму польоту АРУ змінює коефіцієнт передачі механічної проводки системи управління  $K_B$  (передаточне число) так, щоб, наприклад, показник поздовжньої статичної керованості – коефіцієнт пропорційності

$$K_{n_y}^{x_B} = K_B K_{n_y}^B,$$

а отож, і градієнт переміщення важеля з нормального перевантаження

$$X_B^{n_y} = \frac{1}{K_{n_y}^{x_B}}$$

розташовувались в області хорошої керованості, тобто необхідно виконувати умови:

$$K_{n_y}^{x_B} = K_B K_{n_y}^B \approx \text{const}; \quad X_B^{n_y} = \frac{1}{K_{n_y}^{x_B}} \approx \text{const}, \quad (6.1)$$

щоб забезпечити одноманітну техніку пілотування на різних режимах польоту. Із співвідношення (6.1) виходить, що передаточне число  $K_B$  повинно змінюватись обернено пропорційно коефіцієнту  $K_{ny}^B$ , який у свою чергу залежить від багатьох параметрів

$$K_{ny}^B = f(V, H, m, \chi, x_T, x_F \dots).$$

Програмні АРУ забезпечують регулювання за збуренням. При цьому за збурення, як правило, обирають зміну висоти та швидкості польоту (швидкісного напору  $q$ ), які найбільш суттєво впливають на статичні характеристики керованості літака. Типова програма регулювання передаточного числа  $K_B = f(q, H)$  зображена на рис.6.1. Порівнюючи програму АРУ з залежністю  $K_{ny}^B = f(q, H)$ , яка зображена на рис. 4.2, можна зробити висновок, що програма АРУ дійсно забезпечує зміну  $K_B$  обернено пропорційно коефіцієнту  $K_{ny}^B$ , хоч і достатньо наближено. Але навіть така апроксимація дозволяє утримувати статичні характеристики поздовжньої керованості в межах області хорошої якості пілотування.

На рис. 6.2 зображена кінематична схема АРУ, включеного в механічну проводку системи управління літака.

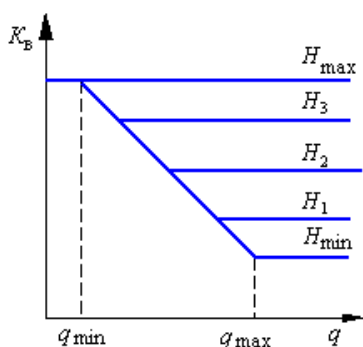


Рис. 6.1

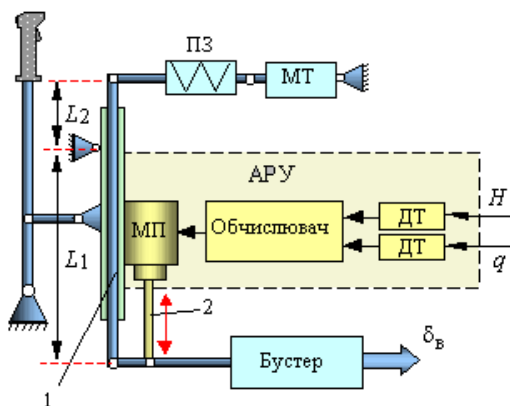


Рис. 6.2

Робота АРУ відбувається так. Інформація про висоту та про швидкісний напір з датчиків тиску ДТ надходить в обчислювач АРУ. В обчислювачі формується програма регулювання, наприклад, на мостових схемах. Сигнал управління з обчислювача подається на виконавчий пристрій АРУ – механізм переміщення типу МП, який відповідно з програмою змінює плече  $L_1$  качалки 1 у механічній проводці системи управління рулем висоти. При цьому також змінюється коефіцієнт передачі  $K_B$  відповідно до рис. 6.1. На невеликих швидкостях польоту (злітно-посадкові режими), де ефективність руля висоти мала, виконавчий механізм МП висовує шток 2, збільшуючи плече качалки. У цьому випадку передаточне число  $K_B$  максимальне (див. рис. 6.1). Велике плече зберігається до швидкості відповідної  $q_{\min}$ , а потім за лінійним законом зменшується до малого плеча, якщо висота не перевищує  $H_{\min}$ . На проміжних висотах  $H_{\min} \dots H_{\max}$  діапазон зміни плеча качалки від АРУ зменшується, що відповідає характеру зміни  $K_{n_y}^B = f(q, H)$  (див. рис. 4.2) і програмі регулювання. За таким принципом роблять автомати регулювання управління: АРУ-ЗВ, АРУ-ЗВМ, АРУ-9, АРУ-76 та інші.

Забезпечуючи необхідний коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління та нормальним перевантаженням –  $K_{n_y}^B$  за рахунок зміни плеча качалки  $L_1$  у механічній проводці системи управління, АРУ одночасно коректує зусилля на важелі управління, змінюючи плече качалки  $L_2$ , через яке пружинний завантажувач ПЗ (рис. 6.2) впливає на важіль управління. При цьому з ростом швидкості польоту завантаження важеля зростає, тобто збільшується градієнт зусилля з нормального перевантаження  $P_B^{n_y}$  при постійності градієнта переміщення  $X_B^{n_y}$ . Однак це не сприймається пілотом як погіршення керованості (пілот звик відчувати швидкість за зусиллям на важелі управління), лише б градієнт зусилля з нормального перевантаження залишався у межах певної області. До того ж збільшення завантаження важеля на великих швидкостях польоту дозволяє обмежити можливості пілота щодо

виведення літака на максимально допустимі перевантаження, які, у свою чергу, залежать від швидкості польоту.

Якщо на літаку застосовується дистанційна система управління, то структура програмного АРУ значно спрощується. У такому АРУ (рис. 6.3) сигнал відхилення важеля управління вимірюється датчиком положення ручки ДПР і крізь електричну лінію зв'язку надходить в обчислювач дистанційного управління ОДУ.

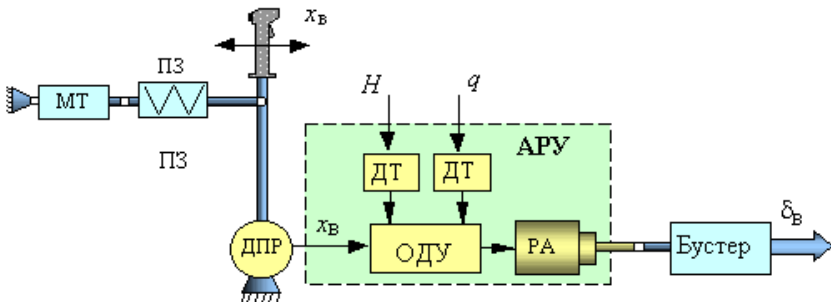


Рис. 6.3

За інформацією ( $q, H$ ) від датчиків тиску  $ДТ$  в обчислювачі формується програма регулювання передаточного числа  $K_B(q, H)$ . Вихідний сигнал обчислювача  $K_B(q, H)x_B$  надходить до рульового агрегату  $РА$  для відхилення руля висоти. Таким чином, формування статичних характеристик керованості відбувається в електричній частині системи управління. На відміну від попередньої схеми АРУ дистанційної системи управління забезпечує постійність як градієнта переміщення, так і градієнта зусилля з нормального перевантаження, тобто

$$X_B^{n_y} = \frac{1}{K_{n_y}^{x_B}} \approx \text{const}; \quad P_B^{n_y} = \frac{1}{K_{n_y}^{P_B}} \approx \text{const}. \quad (6.2)$$

Для запобігання виходу літака на максимально допустимі перевантаження сумісно з АРУ дистанційної системи управління застосовують автомати обмеження граничних режимів польоту, а також використовують багатоградієнтні пружинні завантажувачі, які змінюють градієнт зусилля на важелі при певних значеннях його переміщення.

На рис. 6.4, як приклад, приведена статична характеристика  $P_B=f(\Delta x_B)$  триградієнтного механізму завантаження (тут  $\Delta x_B$  – відхилення важеля управління від балансувального положення). Така характеристика дозволяє:

- по-перше, виключити випадкові, “шумові” відхилення рулів при випадкових переміщеннях важелів управління, за рахунок чого підвищується “суворість” управління при малих відхиленнях важелів  $\Delta x_B < |\Delta x_{B1}|$ , до того ж, пілот точніше відчуває нейтральне положення важеля;

- по-друге, попередити пілота і не допустити вихід на граничні режими при значних відхиленнях важеля. При цьому, зважаючи на відмінність обмежень з негативного та позитивного перевантаження, як правило, приймають  $|\Delta x_{B2}| > |\Delta x_{B3}|$ .

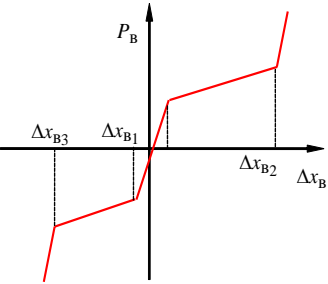


Рис. 6.4

Іноді на літаках застосовують окремо автомати регулювання тільки завантаження важеля управління (АРЗ) та окремо автомати регулювання тільки коефіцієнта передачі (АРП), принципи побудови яких аналогічні принципу побудови АРУ механічної системи управління.

Автомати регулювання управління в основному призначені для поліпшення поздовжньої статичної керованості, оскільки саме вона визначає маневрені характеристики літака. Але якщо на літаку встановлена дистанційна система управління, наприклад, елеронами, то доцільно організувати коректування також поперечної статичної керованості, оскільки це не потребує значного переобладнання системи.

Наприкінці відмітимо, що сучасні АРУ передбачають ручну зміну статичних характеристик керованості, для чого пілот вимикає автоматику і за допомогою пульта управління АРУ змінює в польоті коефіцієнт передачі проводки системи управління (коефіцієнт підсилення системи дистанційного управління, або плече качалки в механічній системі) так, щоб задовольнити особисто свої вимоги до статичної керованості літака на конкретному режимі польоту.

Програмні АРУ широко застосовуються на сучасних літаках. Однак на високошвидкісних важких літаках використання АРУ програмного типу зустрічає певні труднощі, які обумовлюються не тільки складним характером зміни пілотажних характеристик від висоти та швидкості польоту, але також від інших параметрів, наприклад, від маси літака  $m$ , від центрівки  $x_r$ , від стрілоподібності крила  $\chi$ , від варіанта завантаження літака тощо. Тому на таких літаках використовують самонастроювальні АРУ.

## 6.2. Самонастроювальні автомати регулювання управління

Самонастроювальні АРУ застосовують принцип регулювання за відхиленням поточного градієнта переміщення з нормального перевантаження від заданого  $X_{В}^{ny} - X_{В_3}^{ny}$ .

Сутність роботи АРУ, структурна схема якого показана на рис. 6.5, складається з того, що пілот, відхиляючи штурвал від балансувального положення на величину  $\Delta x_{В}$ , намагається в усталеному режимі створити певний (заданий) приріст перевантаження

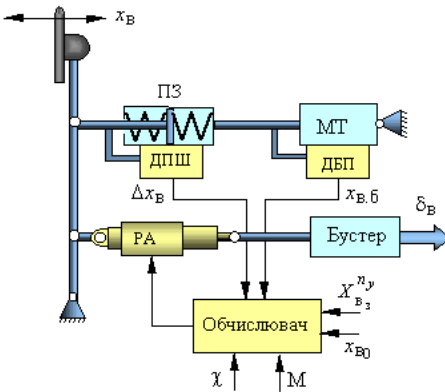


Рис. 6.5

$\Delta n_{y_3}$ , але якщо статичні характеристики керованості відрізняються від потрібних

( $X_{В}^{ny} \neq X_{В_3}^{ny}$ ), то приріст

нормального перевантаження  $\Delta n_y$  в усталеному режимі також буде відрізнятися від заданого. Тому рульовий агрегат АРУ, який послідовно включений в проводку системи управління, за інформацією про відхилення штурвала відхи-

ляє руль висоти і створює таке додаткове перевантаження  $\Delta n_y^{pa}$ , щоб виконувалась умова

$$\Delta n_y + \Delta n_y^{pa} = \Delta n_{y_3}. \quad (6.3)$$



Використовуючи формулу (4.6) як

$$X_B^{ny} = \frac{\partial x_B}{\partial n_y} \approx \frac{\Delta x_B}{\Delta n_y}, \quad (6.4)$$

запишемо (6.3) через градієнти переміщення з нормального перевантаження

$$\frac{\Delta x_B}{X_B^{ny}} + \frac{\Delta x_B^{pa}}{X_B^{ny}} = \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{ny}}, \quad (6.5)$$

де  $\Delta x_B^{pa}$  – зведене до відхилення штурвала переміщення руля висоти, яке створюється рульовим агрегатом, визначається з (6.5) за формулою

$$\Delta x_B^{pa} = \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{ny}} (X_B^{ny} - X_{B_3}^{ny}). \quad (6.6)$$

Таким чином, сумарне відхилення руля висоти складається з відхилення руля висоти від зусилля пілота та з урахуванням (6.6) від рульового агрегату АРУ

$$\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{pa}, \quad (6.7)$$

де

$$\delta_B^{\Pi} = K_B \Delta x_B; \quad (6.8)$$

$$\delta_B^{pa} = K_B \Delta x_B^{pa} = \frac{K_B}{X_{B_3}^{ny}} (X_B^{ny} - X_{B_3}^{ny}) \Delta x_B. \quad (6.9)$$

Для реалізації такого закону управління АРУ необхідно мати в польоті інформацію про відхилення штурвала від балансувального положення  $\Delta x_B$ , про поточне значення градієнта переміщення з нормального перевантаження  $X_B^{ny}$ , а також про нормоване (задане) значення градієнта  $X_{B_3}^{ny}$ .

Нормоване значення градієнта  $X_{B_3}^{ny}$  залежить від класу літака і як постійна величина надходить в обчислювач АРУ.

Для отримання інформації про  $\Delta x_B$  вважають, що пілот постійно в усталеному режимі при зміні параметрів польоту балансує

літак, переміщуючи штурвал у балансувальне положення і розвантажуючи пружинний завантажувач *ПЗ* за допомогою механізму тримірування *МТ*. Таким чином, шток механізму *МТ* і корпус пружинного завантажувача завжди знаходяться в балансувальному положенні. Тому при виконанні маневру з надмірним перевантаженням з величини переміщення штурвала відносно корпусу *ПЗ*, яке (див. рис. 6.5) вимірюється датчиком переміщення штурвала *ДПШ*, можна судити про відхилення штурвала від балансувального положення.

Для отримання інформації про поточне значення  $X_B^{n_y}$  скористуємося формулою (6.4). Подамо  $\Delta n_y$  як різницю  $n_y=1$  та  $n_y=0$ , тобто

$$\Delta n_y = 1 - 0,$$

а  $\Delta x_B$  – як різницю відповідних положень штурвала при цих значеннях нормального перевантаження, тобто

$$\Delta x_B = x_{B1} - x_{B0}.$$

Усталеному горизонтальному польоту з нормальним перевантаженням  $n_y = 1$  відповідає балансувальне положення штурвала  $x_{B1} = x_{B.б}$ , яке несе в себе інформацію про параметри польоту та про деякі параметри завантаження літака. Інформацію про  $x_{B.б}$  можна отримати від датчика балансувального положення *ДБП*, який (див. рис. 6.5) підключений до штока механізму *МТ*. Зауважимо, що балансувальне положення штурвала на дозвукових швидкостях завжди негативне.

Щоб визначити положення штурвала при  $n_y=0$  згадаємо, що результуючий аеродинамічний момент тангажа, що описується в аеродинаміці формулою

$$M_z = M_{z0} - Y_a(x_F - x_T) + M_z(\delta_B),$$

в усталеному режимі повинний дорівнювати нулю. Таким чином, при  $n_y = 0$ , що відповідає рівності нулю піднімальної сили ( $Y_a = 0$ ), мо-

мент  $M_{z0}$  компенсується моментом руля висоти ( $M_{z0} = -M_z(\delta_B)$ ).  
 Записуючи цей вираз через аеродинамічні коефіцієнти, отримуємо:

$$m_{z0} = -m_z^{\delta_B} \delta_B.$$

Тут  $m_{z0}$  – коефіцієнт моменту тангажа відносно аеродинамічного фокуса при  $c_{y_a} = 0$ , який залежить від стрілоподібності крила і є величиною постійною на дозвукових швидкостях. Зі фізичної точки зору виникнення моменту  $M_{z0}$  пояснюється несиметричністю верхньої та нижньої частин літального апарата. На надзвукових швидкостях за рахунок переміщення аеродинамічного фокуса назад величина  $m_{z0}$  змінюється.

Отже, польоту з нормальним перевантаженням  $n_y = 0$  відповідає положення штурвала (руля висоти)  $x_{B0}$ , яке несе в собі інформацію про місцезнаходження аеродинамічного фокуса. Відмітимо, що компенсація моменту  $M_{z0}$ , який на дозвукових швидкостях завжди позитивний, здійснюється, враховуючи від’ємність коефіцієнта ефективності руля висоти  $m_z^{\delta_B}$ , позитивним положенням штурвала  $x_{B0}$ . Задане значення  $x_{B0}$  як постійна величина надходить в обчислювач АРУ, коректуючись залежно від стрілоподібності крила  $\chi$ , а при  $M > M_{кр}$  залежно від числа  $M$  польоту (див. рис. 6.5).

Використовуючи вищевикладене та формулу (6.4), запишемо вираз для поточного значення  $X_B^{n_y}$  у вигляді

$$X_B^{n_y} = \frac{\Delta x_B}{\Delta n_y} = \frac{x_{B.б} - x_{B0}}{1 - 0} = x_{B.б} - x_{B0},$$

а, враховуючи протилежність знаків  $x_{B.б}$  та  $x_{B0}$ , отримуємо:

$$X_B^{n_y} = x_{B.б} + x_{B0}. \quad (6.10)$$

З урахуванням (6.10), отримуємо остаточний вигляд закону управління (6.9) самонастроювального АРУ

$$\delta_B^{pa} = K_B \left[ (x_{B.б} + x_{B0}) \frac{\Delta x_B}{X_{B3}^{n_y}} - \Delta x_B \right]. \quad (6.11)$$

Аналізуючи (6.11) з урахуванням (6.7), (6.8), можна зробити висновок, що АРУ останньою складовою закону управління компенсує вплив пілота на руль висоти, а за рахунок перших двох складових з інформації про переміщення штурвала відхиляє руль висоти таким чином, щоб в усталеному режимі створити заданий пілотом приріст нормального перевантаження  $\Delta n_{y_3} = \Delta x_{в.б} / X_{в.б}^{n_y}$ . При цьому передаточне число  $K_{в}$  закону управління (коефіцієнт передачі) коректується залежно від  $x_{в.б}$  та  $x_{в0}$ , тобто одночасно від багатьох параметрів: від висоти та швидкості польоту, положення аеродинамічного фокуса, умов балансування літака, варіантів завантаження літака, геометрії крила тощо – щоб забезпечити задані статичні характеристики поздовжньої керованості (градієнт переміщення з нормального перевантаження).

Самонастроювальні АРУ, що реалізують закон управління типу (6.11), використовують у контуру х стійкості та керованості важких неманеврених літаків, наприклад, ТУ-154.

### 6.3. Автоматичне балансування літака

Оскільки до статичних характеристик керованості відносять також балансувальні характеристики літака (див. підрозд. 4.3.1), то доцільно забезпечити їх автоматичне формування.

До балансувальних характеристик літака пред'являють певні вимоги. Бажано, щоб перехід літака з малих швидкостей на великі супроводжувався плавною зміною балансувальних кривих. Крім того, цей перехід повинний бути одноманітним без зміни напрямку ходу органів управління при перебалансуванні, оскільки це забез-

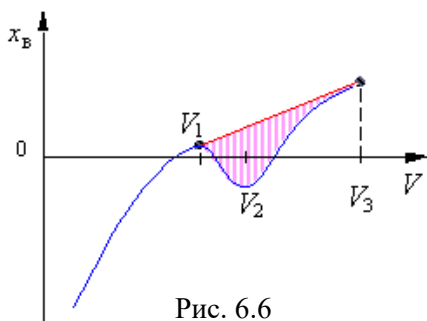


Рис. 6.6

печує природні відчуття у пілота і сприяє підвищенню точності пілотування. Однак у діапазоні коловукової швидкості  $V_1 \dots V_2$  (рис.6.6) такий закон зміни балансувальної діаграми порушується. Це пояснюється появою пікіруючого моменту з причини зміщення аеродинамічного

фокуса назад, що, у свою чергу, потребує негативного відхилення руля висоти. Ця область на балансувальній діаграмі отримала в аеродинаміці назву “ложка”.

Для коректування балансувальної кривої використовують системи автоматичного балансування (САБ). Структурна схема САБ зображена на рис. 6.7. Контур автоматичного балансування вмикається в роботу у діапазоні швидкостей  $V_1 \dots V_3$ . З інформації про балансувальне положення штурвала  $x_{в,б}$  (центрівку літака) та висоту польоту (від цих параметрів залежить вигляд балансувальної діаграми) в обчислювачі САБ, починаючи зі швидкості  $V_1$ , формуються поточна балансувальна діаграма  $x_{в}(V)$  та бажана  $x_{в}^*(V)$  і на основі різниці  $x_{в}(V) - x_{в}^*(V)$  визначається глибина “ложки” залежно від швидкості польоту. Рульовий агрегат САБ, який включений в проводку системи управління послідовно, відхиляє руль висоти залежно від швидкості польоту на величину пропорційну глибині “ложки”, парируючи пікіруючий момент. При цьому пілот, не відчуваючи роботу САБ, балансує літак звичним одноманітним переміщенням важеля управління без зміни напрямку його ходу. Робота САБ припиняється на швидкості  $V_3$ .

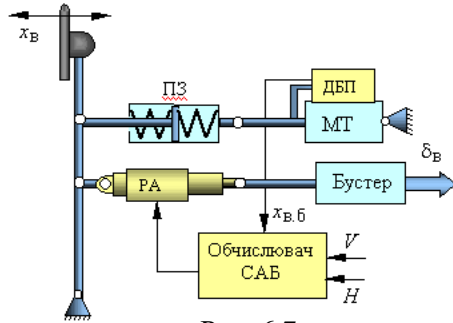


Рис. 6.7

Оскільки балансувальна діаграма визначає статичну стійкість літака з швидкості, то **САБ, коректуючи балансувальну криву, одночасно забезпечує** у діапазоні швидкості  $V_1 \dots V_2$  **статичну стійкість літака з швидкості**.

Подальший етап удосконалення систем автоматичного балансування – це реалізація балансувальної кривої у всьому діапазоні швидкостей ЛА. У цьому випадку відхилення руля висоти пілотом доповнюється відхиленням від рульового агрегату  $\delta_{в} = \delta_{в}^{\Pi} + \delta_{в}^{pa}$  при цьому  $\delta_{в}^{pa} = f(q)$ . При роботі такої САБ пілот на етапі розгону або гальмування, стабілізуючи висоту польоту, коректує неточну реалі-

зацію балансувальної кривої, важіль управління при цьому залишається практично в нейтральному положенні.

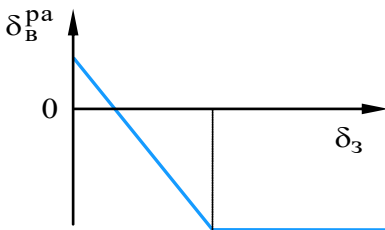


Рис. 6.8

На деяких літаках системи автоматичного балансування до- ручається задача компенсації поз- довжніх моментів, що виникають при випуску або прибиранні ме- ханізації крила, наприклад, за- крилків  $\delta_3$ . У цьому випадку дода- тково  $\delta_B^{pa} = f(\delta_3)$ . Ця функція має вигляд, що зображений на рис. 6.8. Оскільки балансування

при випуску закрилків здійснюється за рахунок відхилення руля висоти рульовим агрегатом САБ, то діапазон відхилення важеля управління в кабіні залишається попереднім. Це важливо, якщо діапазон відхилення важеля обмежується розмірами кабіни та зручністю роботи пілота.

Таким чином, формування статичних характеристик керованості забезпечує прийнятний рівень пілотажних характеристик літака на всіх режимах польоту.

### Контрольні питання

1. Сформулювати призначення автоматів регулювання управління. Які існують принципи побудови АРУ?
2. Якій принцип роботи програмного АРУ? Складіть кінематичну схему програмного АРУ, включеного в механічну проводку системи управління.
3. Якій принцип регулювання застосовують самонастроювальні АРУ? Складіть кінематичну схему самонастроювального АРУ.
4. Як у самонастроювальному АРУ отримують інформацію про балансувальне положення штурвалу?
5. Використовуючи (6.11), дати трактування основних складових закону управління самонастроювального АРУ.

## Глава 7. АВТОМАТИЧНІ СИСТЕМИ ПОЛІПШЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНOSTІ ЛІТАКА

До числа показників, що характеризують динамічні властивості літака в термінах передаточних функцій, як було показано у гл. 4, відносять  $\xi_\alpha$ ,  $\xi_\beta$ ,  $\omega_\alpha$ ,  $\omega_\beta$ ,  $T_\gamma$ . Саме вони визначають динаміку переходу літака з одного режиму польоту на інший. Динамічні характеристики літака даного класу на всіх режимах польоту повинні мати цілком певні значення. У протилежному випадку не забезпечується висока точність ручного управління польотом, а також зростає стомлюваність екіпажу.

Задача поліпшення динамічних характеристик літака вирішується з використанням спеціальних засобів часткової автоматизації управління літаком: демпферів та автоматів стійкості. За виконавчі пристрої цих засобів використовують сервоприводи з жорстким зворотним зв'язком, що включаються в проводку системи управління за послідовною схемою, яка забезпечує сумісну роботу пілота й автоматики. У цьому випадку пілот при ручному управлінні відчуває роботу пристроїв автоматики тільки як поліпшення пілотажних характеристик літака, на положенні важеля управління дія засобів автоматики не позначається.

Демпфери й автомати стійкості, як окремі (автономні) пристрої, використовують тільки на літаках другого покоління. На сучасних літаках вони або об'єднуються в окремі комплексні системи стійкості та керованості, або входять до складу системи автоматичного управління і вмикаються в роботу при переході САУ в режим демпфірування (режим сумісного штурвального управління).

### 7.1. Демпфери кутових коливань літака

Аеродинамічне компонування обумовлює наявність у літака власних демпфіруючих моментів:

$$M_z(\omega_z) = m_z(\omega_z) \frac{\rho V^2}{2} S b_A; \quad M_y(\omega_y) = m_y(\omega_y) \frac{\rho V^2}{2} S l; \quad M_x(\omega_x) = m_x(\omega_x) \frac{\rho V^2}{2} S l,$$

які виникають при обертанні літака і гасять його кутові коливання відносно зв'язаних осей. Величина аеродинамічних моментів зале-

жить від геометричних характеристик літака, його аеродинамічних якостей, а також від режиму польоту ( $V, H$ ) і змінюється у широких межах.

Досвід авіації показує, що за рахунок тільки аеродинамічного компоновання неможливо створити літак, що володіє хорошими демпфіруючими якостями на всіх режимах польоту. Тому власні аеродинамічні моменти ЛА підсилюють і коректують за рахунок використання демпферів. Демпфер за допомогою датчиків вимірює кутову швидкість обертання літака і пропорційно її величині відхиляє рульову поверхню, створюючи додатковий демпфіруючий момент.

Таким чином, *демпфери призначені для підсилення та коректування власних демпфіруючих моментів літака, що гасять його кутові коливання, з метою забезпечення прийнятних динамічних характеристик стійкості та керованості* в усьому діапазоні висот і швидкостей польоту.

Аналізуючи динамічні характеристики стійкості та керованості в термінах передаточних функцій спрощених математичних моделей літака, можна стверджувати, що демпфери цілеспрямовано впливають на декременти згасання кутових коливань літака з тангажа та рискання ( $\xi_\alpha, \xi_\beta$ ), а також на сталу часу руху літака з крену ( $T_\gamma$ ). Проаналізуємо окремі контури демпфірування тангажа, крену та рискання.

### 7.1.1. Демпфер тангажа

*Демпфер тангажа (ДТ) створює більш ефективне гасіння короткоперіодичних коливань поздовжнього кутового руху.* Будь-який демпфер у своєму складі містить такі основні елементи (рис. 7.1): датчик кутової швидкості типу ДУС, обчислювач або у простішому варіанті коректор передаточних чисел КПЧ (для зміни “порції” додаткового демпфірування залежно від режиму польоту, а також для коректування вигляду закону управління) і сервопривод з жорстким зворотним зв’язком, рульовий агрегат РА якого включений в проводку системи управління послідовно, щоб забезпечити сумісну роботу пілота та демпфера.



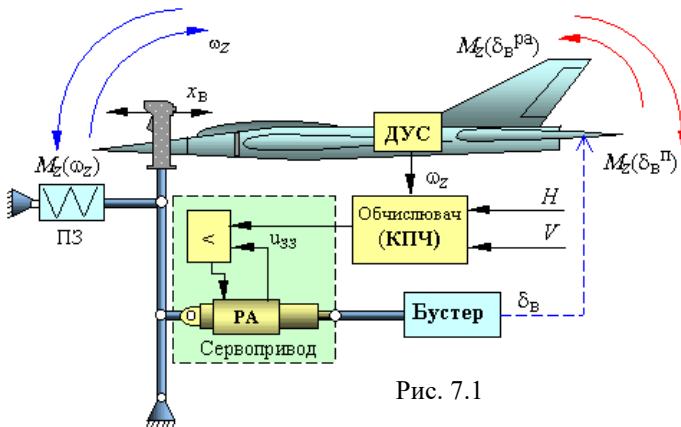


Рис. 7.1

При дії на літак, наприклад, вітрових збурень виникають кутові коливання, які гасяться моментом аеродинамічного демпфірування  $M_z(\omega_z)$ . Одночасно сигнал  $\omega_z$  з датчика кутової швидкості, коректований в обчислювачі залежно від висоти та швидкості польоту, підсилюється та подається на сервопривод. Наявність жорсткого зворотного зв'язку в сервоприводі забезпечує пропорційність між сигналом кутової швидкості  $\omega_z$  і відхиленням рульової поверхні від рульового агрегату. Отже, демпфер у цьому випадку реалізує пропорційний закон управління

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z}(V, H) \omega_z. \quad (7.1)$$

Відхилення руля висоти  $\delta_B^{pa}$  створює додатковий момент  $M_z(\delta_B)$ , який підсилює власний момент аеродинамічного демпфірування  $M_z(\omega_z)$ . Пілот не помічає втручання демпфера в управління літаком, а ефект дії демпфера сприймає як поліпшення власного аеродинамічного демпфірування.

Але якщо пілот намагається виконати маневр у вертикальній площині з кутовою швидкістю  $\omega_z$  і відхиляє руль висоти на величину  $\delta_B^{\Pi}$ , то демпфер, зменшуючи коливальність перехідного процесу, одночасно реагує також на постійну складову кутової швидкості та відхиляє руль висоти протилежно діям пілота на величину  $\delta_B^{pa}$ , зменшуючи сталі значення кутової швидкості  $\omega_z$ .

Таким чином, в усталеному режимі сумарне відхилення руля висоти  $\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{\text{pa}}$  декілька зменшується. Це сприймається пілотом як погіршення маневрених характеристик літака і, зокрема, як погіршення статичних характеристик поздовжньої керованості. На рис. 7.2 показані графіки перехідних процесів з кутової швидкості при виконанні вертикального маневру як реакція на східчасте відхилення руля висоти  $\delta_B^{\Pi}$ . Якщо без демпфера перехідний процес відбувається із значними коливаннями (рис. 7.2, крива 1), то при вмиканні демпфера, що реалізує пропорційне демпфірування за законом (7.1), ці коливання істотно зменшуються (крива 2), але при цьому зменшується також стале значення кутової швидкості  $\omega_z$ , тобто погіршується статична керованість літака.

До того ж демпфер із законом управління (7.1) при енергійному маневруванні зовсім перестає виконувати свої функції. Це пов'язане з тим, що для підвищення безпеки польоту у випадку відмов САУ хід штока швидкодіючого сервопривода демпфера обмежують. Тому при маневрі з великою постійною кутовою швидкістю  $\omega_z$  шток рульового агрегату виходить на упор і демпфер вже не впливає на динаміку перехідного процесу (не гасить коливання відносно сталого значення кутової швидкості).

Для усунення цих недоліків пілоти на літаках II покоління вимикали демпфер при виконанні енергійного маневрування. На сучасних літаках збереження статичних характеристик маневреності забезпечується шляхом модернізації закону управління (7.1). Для чого у коло датчика кутової швидкості включається ізодромна ланка  $T\omega_z p / T\omega_z p + 1$  і закон управління демпфера набуває вигляду

$$\delta_B^{\text{pa}} = K_{\omega_z}(V, H) \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z. \quad (7.2)$$

Стала часу ізодромної ланки  $T_{\omega_z}$  обирається такою, що у діапазоні частот короткоперіодичних коливань літака вона поводить себе як суто підсилююча ланка, і демпфер на цих частотах виконує свою основну роль, демпфіруючи коливання літака з кутової швидкості. Через це низькочастотну, а, головне, постійну складову кут-

вої швидкості  $\omega_z$  ізодромна ланка не пропускає на вхід сервопривода. Тому на усталеному маневрі відхилення руля висоти від рульового агрегату демпфера  $\delta_B^{pa}$  дорівнює нулю і демпфер не заважає пілоту виконувати енергійне маневрування у вертикальній площині.

Таким чином, закон управління (7.2) одночасно з поліпшенням демпфірування короткоперіодичних коливань літака зберігає статичні характеристики поздовжньої керованості. На рис. 7.2 графік перехідного процесу з кутової швидкості при виконанні вертикального маневру з демпфером, що реалізує закон управління (7.2), відображається кривою 3.

Деякі літаки володіють підвищено “різкою” реакцією на керуючі, а також на збурюючі впливи. Для усунення цього явища в закон управління демпфера додають похідну від кутової швидкості  $p \omega_z$ , що еквівалентно штучному збільшенню за рахунок відхилення руля висоти моменту інерції. Закон управління (7.2) з урахуванням такої складової має вигляд:

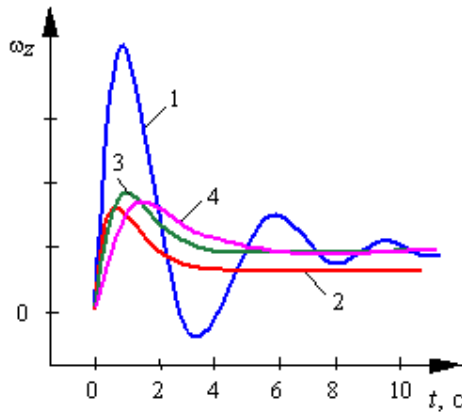


Рис. 7.2

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z}(V, H) \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z + K_{\dot{\omega}_z}(V, H) p \omega_z. \quad (7.3)$$

Крива 4 (рис. 7.2) ілюструє вплив демпфера, що реалізує закон управління (7.3), на якість управління. Оскільки в усталеному маневрі похідна  $p \omega_z$  дорівнює нулю, то на статичні характеристики керованості ця складова не впливає, але при цьому збільшується час спрацювання (інерційність реакції літака на керуючі впливи), зменшується частота кутових коливань літака.

Проаналізуємо динамічні характеристики контуру демпфірування в термінах передаточних функцій математичної моделі

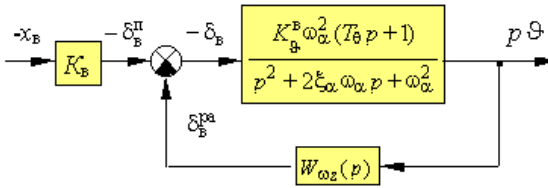


Рис. 7.3

повздовжнього короткоперіодичного руху літака. На рис. 7.3 зображена структурна схема контуру демпфірування. Динаміка літака тут подана передаточною функцією з кутової швидкості тангажа, яка отримана у підрозділі 2.4,

$$W_{\theta}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2}. \quad (7.4)$$

Сумарне відхилення руля висоти створюється пілотом і демпфером  $\delta_B = \delta_B^\Pi + \delta_B^{pa}$ . Для демпфера з законом управління (7.1) передаточна функція  $W_{\omega_z}(p)$ , без урахування коректування від  $V$  та  $H$ , має вигляд суто пропорційної ланки

$$W_{\omega_z}(p) = \frac{\delta_B^{pa}(p)}{\omega_z(p)} = K_{\omega_z}.$$

Для того щоб проаналізувати вплив демпфера на динамічні якості контуру управління, визначимо еквівалентну передаточну функцію замкненого контуру “літак + демпфер”

$$W_{9д}^B(p) = \frac{W_9^B(p)}{1 + W_9^B(p) \cdot W_{\omega_z}(p)} = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{P^2 + (2\xi_\alpha \omega_\alpha + K_9^B \omega_\alpha^2 T_\theta K_{\omega_z})p + (\omega_\alpha^2 + K_9^B \omega_\alpha^2 K_{\omega_z})}. \quad (7.5)$$

Позначимо:  $\omega_{\alpha д}^2 = (\omega_\alpha^2 + K_9^B \omega_\alpha^2 K_{\omega_z})$ ,

$$\text{тоді} \quad \omega_{\alpha д} = \omega_\alpha \cdot \sqrt{1 + K_9^B K_{\omega_z}}; \quad (7.6)$$

$$2\xi_{\alpha d}\omega_{\alpha d} = (2\xi_{\alpha}\omega_{\alpha} + K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha}^2T_{\theta}K_{\omega_z}),$$

$$\text{тоді } \xi_{\alpha d} = \frac{(\xi_{\alpha} + 0,5K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha}T_{\theta}K_{\omega_z})}{\sqrt{1 + K_{\dot{\theta}}^BK_{\omega_z}}} \approx \xi_{\alpha} + 0,5K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha}T_{\theta}K_{\omega_z}; \quad (7.7)$$

$$K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha d}^2 = K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha}^2,$$

$$\text{тоді } K_{\dot{\theta}}^B = \frac{K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha}^2}{\omega_{\alpha d}^2} = \frac{K_{\dot{\theta}}^B}{1 + K_{\dot{\theta}}^BK_{\omega_z}}. \quad (7.8)$$

З урахуванням зроблених позначень еквівалентна передаточна функція замкненого контуру “літак + демпфер” (7.5) набуває вигляду

$$W_{\dot{\theta}}^B(P) = \frac{K_{\dot{\theta}}^B\omega_{\alpha d}^2(T_{\theta}P + 1)}{P^2 + 2\xi_{\alpha d}\omega_{\alpha d}P + \omega_{\alpha d}^2}. \quad (7.9)$$

Аналіз передаточної функції (7.9) показує, що пропорційне демпфірування за законом управління (7.1) не змінює вигляду математичної моделі поздовжнього короткоперіодичного руху. Однак при цьому параметри передаточної функції “літак + демпфер” змінюються у порівнянні з передаточною функцією вихідного літака (7.4), а саме:

1). підвищується декремент згасання  $\xi_{\alpha d} > \xi_{\alpha}$ . У цьому основний позитивний ефект роботи демпфера тангажа.

2). декілька збільшується власна частота недемпфіруваних коливань  $\omega_{\alpha d} > \omega_{\alpha}$ , що сприймається пілотом як збільшення поздовжньої статичної стійкості з перевантаження, оскільки  $\omega_{\alpha}$  тотожно ступеню поздовжньої статичної стійкості з перевантаження  $\sigma_{ny}$ .

3). зменшується коефіцієнт підсилення передаточної функції літака з кутової швидкості тангажа по відношенню до руля висоти  $K_{\dot{\theta}}^B < K_{\dot{\theta}}^B$ , тобто погіршуються статичні характеристики керування. Демпфер протидіє пілоту при виконанні маневрів у вертикальній площині.

При відповідному виборі передаточного числа  $K_{\omega_z}$  можна забезпечити потрібний, з точки зору динамічних характеристик стійкості та керованості, декремент згасання  $\xi_{\alpha d}$ . Обробка результатів оцінок літаків пілотами показує, що оптимальне значення  $\xi_{\alpha}$  лежить близько до оптимального ступеня згасання окремо взятої коливальної ланки, тобто  $\xi_{\alpha d} = 0,7$ . Використовуючи (7.7), можна отримати формулу для розрахунку передаточного числа  $K_{\omega_z}$

$$K_{\omega_z} = \frac{\xi_{\alpha d} - \xi_{\alpha}}{0,5K_g^B \omega_{\alpha} T_{\theta}}. \quad (7.10)$$

Оскільки характеристики літака залежать від режиму польоту, то передаточне число  $K_{\omega_z}$  також змінюється залежно від ефективності руля висоти, як впливає на коефіцієнт  $K_g^B$ , та від динамічних властивостей літака ( $\xi_{\alpha}$ ,  $\omega_{\alpha}$ ,  $T_{\theta}$ ). На рис.7.4 зображена найбільш проста програма коректування передаточного числа  $K_{\omega_z}$  залежно від висоти та швидкісного напору.

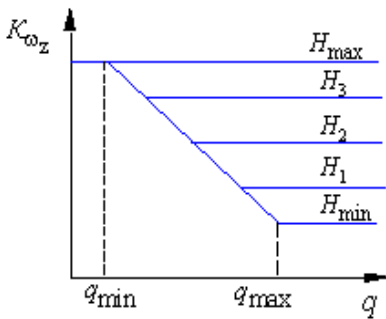


Рис. 7.4

Зауважимо, що діапазон прийнятних значень декременту згасання (див. рис. 4.11) залежить від класу літака, у важких літаків він значно ширше. Тому, якщо передаточне число  $K_{\omega_z}$ , що розраховане за формулою (7.10) для крейсерського режиму польоту, забезпечує у всьому діапазоні висот і швидкостей прийнятні значення декременту

згасання (в основному це стосується важких літаків), то недоцільно здійснювати коректування передаточного числа, оскільки це ускладнює конструкцію демпфера.

Недоліки пропорційного демпфірування усувають шляхом коректування закону управління у вигляді (7.2). Для цього закону управління передаточна функція  $W_{\omega_z}(p)$  кола демпфірування без урахування залежностей від  $V$  та  $H$  записується так:

$$W_{\omega_z}(p) = \frac{\delta_B^{pa}(p)}{\omega_z(p)} = K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1}.$$

Якщо  $T_{\omega_z} = T_\theta$ , еквівалентна передаточна функція замкненого контуру “літак + демпфер” набуває вигляду

$$W_{\text{д}}^B(p) = \frac{K_{\text{д}}^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{p^2 + 2(\xi_\alpha + 0,5 K_{\text{д}}^B \omega_\alpha T_{\omega_z} K_{\omega_z}) \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2}.$$

Позначимо  $\xi_{\alpha\text{д}} = \xi_\alpha + 0,5 K_{\text{д}}^B \omega_\alpha T_{\omega_z} K_{\omega_z}$ ,

тоді 
$$W_{\text{д}}^B(P) = \frac{K_{\text{д}}^B \omega_\alpha^2 (T_\theta P + 1)}{P^2 + 2\xi_{\alpha\text{д}} \omega_\alpha P + \omega_\alpha^2} \quad (7.11)$$

З вигляду еквівалентної передаточної функції (7.11) виходить, що контур демпфірування змінює тільки величину декременту згасання  $\xi_{\alpha\text{д}} > \xi_\alpha$ . Показники  $K_{\text{д}}^B$  та  $\omega_\alpha$ , тобто статичні характеристики стійкості та керованості вихідного літака залишаються незмінними, що підтверджує викладені раніше міркування.

Для оцінки впливу похідної від  $\omega_z$  на динамічні показники стійкості та керованості проаналізуємо закон управління демпфера тангажа, що має вигляд:

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z} p \omega_z. \quad (7.12)$$

Звідси передаточна функція кола демпфірування

$$W_{\omega_z}(P) = K_{\omega_z} p,$$

а еквівалентна передаточна функція  $W_{\text{д}}^B(p)$  замкненого контуру “літак + демпфер” для закону управління (7.12) набуває вигляду

$$W_{\dot{\vartheta}_d}^B(p) = \frac{K_{\dot{\vartheta}_d}^B \omega_{\alpha d}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha d} \omega_{\alpha d} p + \omega_{\alpha d}^2}, \quad (7.13)$$

$$\text{де } \omega_{\alpha d} = \frac{\omega_{\alpha}}{\sqrt{1 + K_{\dot{\vartheta}_d}^B \omega_{\alpha}^2 T_{\theta} K_{\dot{\omega}_z}}}; \quad \xi_{\alpha d} = \frac{\xi_{\alpha} + 0,5 K_{\dot{\vartheta}_d}^B \omega_{\alpha} K_{\dot{\omega}_z}}{\sqrt{1 + K_{\dot{\vartheta}_d}^B \omega_{\alpha}^2 T_{\theta} K_{\dot{\omega}_z}}}.$$

Отже, за рахунок вибору передаточного числа  $K_{\dot{\omega}_z}$  можна зменшити власну частоту  $\omega_{\alpha d}$  до необхідного значення. Однак при цьому відповідно до (7.13) змінюється декремент згасання  $\xi_{\alpha d}$ . Тому для комплексної корекції  $\omega_{\alpha d}$  та  $\xi_{\alpha d}$  на літаках, що володіють підвищено “різкою” реакцією на керуючі впливи, застосовують закон управління типу (7.3)

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z + K_{\dot{\omega}_z} p \omega_z.$$

Наприкінці, на прикладі пропорційного демпфера з законом управління (7.1) проаналізуємо вплив зміни передаточного числа  $K_{\omega_z}$  відносно оптимального значення на якість перехідного процесу з кутової швидкості при східчастому відхиленні руля висоти пілотом. При зменшенні передаточного числа  $K_{\omega_z}$ , відповідно до (7.6)...(7.8), зменшується декремент згасання, декілька зменшується

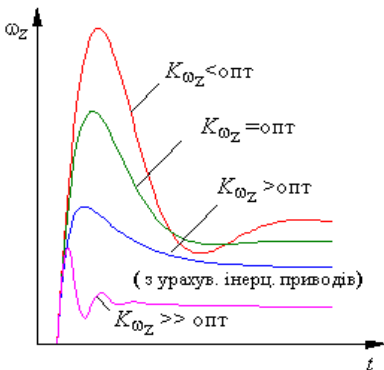


Рис. 7.5

частота коливань перехідного процесу, а також збільшується коефіцієнт підсилення передаточної функції літака з кутової швидкості тангажа по відношенню до руля висоти  $K_{\dot{\vartheta}_d}^B$ , тобто зменшується протидія демпфера управлінню. Збільшення передаточного числа  $K_{\omega_z}$  призводить до протилежних наслідків. Відповідні криві перехідних процесів зображені на рис. 7.5.



Але у рамках досліджуваної моделі “літак + демпфер” неможливо оцінити негативний вплив значного збільшення передаточного числа  $K_{\omega_z}$  на динаміку контуру управління, особливо для демпфера, який не погіршує статичні характеристики керованості, наприклад, для демпфера з законом управління (7.2). Справа в тому, що контури стійкості та керованості відносяться до високочастотних контурів управління, тому припущення про безінерційність бустера та сервопривода справедливо тільки для певних умов. Структурна схема контуру демпфірування з урахуванням динаміки виконавчих пристроїв показана на (рис. 7.6).

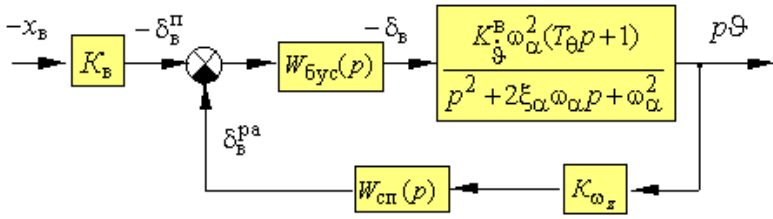


Рис. 7.6

Вважаючи передаточні функції виконавчих пристроїв аперіодичними ланками, можна отримати передаточну функцію розімкнутого контуру у вигляді

$$W_{\text{г}}(p) = \frac{K_{\text{г}}^B \omega_{\alpha}^2 (T_{\theta} p + 1)}{(p^2 + 2\xi_{\omega_{\alpha}} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2)} \frac{K_{\omega_z}}{(T_{\text{сп}} p + 1)(T_{\text{буст}} p + 1)}$$

Цій передаточній функції відповідає ЛАЧХ, зображена на рис. 7.7.

Оптимальному передаточному числу відповідає ЛАЧХ, яка на частоті зрізу має нахил  $-20\text{дБ/дек}$ , що забезпечує хорошу якість перехідного процесу (перехідний процес близький до аперіодичного). При значному збіль-

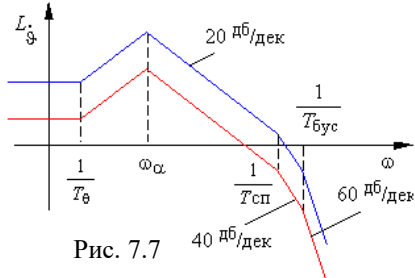


Рис. 7.7

шенні передаточного числа  $K_{\omega_z}$  (пунктирна лінія на рис. 7.7) частота зрізу переміщується в область високих частот і може потрапити на ділянку, яка обумовлюється наявністю інерційності сервопривода і має нахил  $(-40 \dots -60)$  дБ/дек. Це свідчить про появу в контурі управління коливань з частотою близькою до  $1/T_{сп}$  (див. криву перехідного процесу на рис. 7.5).

На основі аналізу демпфера тангажа роздивимося принципи побудови демпферів рискання та крену.

### 7.1.2. Демпфер рискання

*Демпфер рискання (ДР) призначений для більш ефективного гасіння коливальної складової бічного руху літака.* Проаналізувати вплив ДР на динаміку бічного руху можна, використовуючи передаточну функцію літака для плоского розвороту, що отримана у підрозділі 3.6,

$$W_{\Psi}^H(P) = \frac{K_{\Psi}^H \omega_{\beta}^2 (T_{\beta} P + 1)}{P^2 + 2\xi_{\beta} \omega_{\beta} P + \omega_{\beta}^2}.$$

Задача ДР - поліпшення динамічних характеристик стійкості та керованості за рахунок підвищення декременту згасання коливань  $\xi_{\beta}$ . При цьому, зважаючи на мале власне аеродинамічне демпфірування літака в бічному русі ( $\xi_{\beta} \approx 0,05 \div 0,1$ ), прийнятне значення декременту згасання, яке може забезпечити ДР при обмеженому діапазоні відхилення руля направлення від рульового агрегату, становить лише  $\xi_{\beta д} = 0,2 \dots 0,4$ .

У зв'язку з повною аналогією передаточних функцій поздовжнього короткоперіодичного руху  $W_{\dot{\theta}}^B(p)$  і руху з рискання  $W_{\Psi}^H(p)$  принципи побудови ДР та його вплив на динамічні характеристики стійкості та керованості аналогічні розглянутому для демпфера тангажа. Демпфери рискання частіше всього використовують закон управління вигляду

$$\delta_H^{pa} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y, \quad (7.14)$$

де стала часу  $T_{\omega_y}$  обирається приблизно рівною  $T_\beta$ . При цьому передаточне число  $K_{\omega_y}$  також коректується залежно від параметрів польоту. Закон управління (7.14) змінює тільки величину декременту згасання контуру управління “літак + демпфер” ( $\xi_{\beta d} > \xi_\beta$ ), структурна схема якого зображена на рис. 7.8.

Статичні характеристики стійкості та керованості літака залишаються незмінними, тобто такий демпфер не заважає пілоту виконувати маневрування у горизонтальній площині. Розрахункові формули для синтезу передаточних чисел ДР, а також аналіз впливу ДР на статичні та динамічні характеристики стійкості та керованості літака можна отримати, використовуючи результати, що одержані для демпфера тангажа.

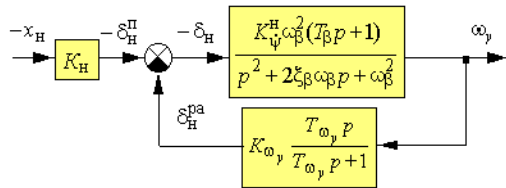


Рис. 7.8

На закінчення відмітимо, що враховуючи міцний взаємозв'язок руху з крену та з рискання, збільшення демпфіруючого моменту  $M_y(\omega_y)$  за допомогою демпфера рискання дозволяє помітно зменшити коливальну складову руху з крену.

### 7.1.3. Демпфер крену

Конструктивно принцип побудови демпфера крену (ДК) не відрізняється від демпфера тангажа. Але на відміну від демпферів тангажа та рискання, які гасять кутові коливання, **ДК збільшує швидкодію управління креном, а також зменшує вплив кутових коливань руху з рискання на рух з крену.**

Проаналізуємо вплив ДК на статичні та динамічні характеристики поперечної керованості, використовуючи математичну модель ізольованого руху з крену

$$W_{\dot{\gamma}}^c(P) = \frac{K_{\dot{\gamma}}^c}{T_{\dot{\gamma}} P + 1}.$$

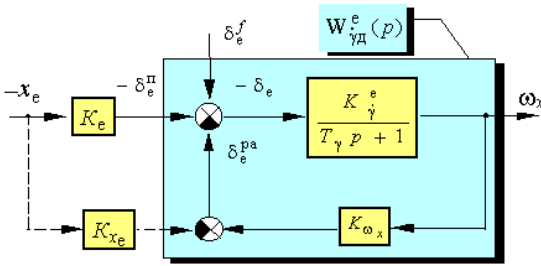


Рис. 7.9

+ демпфер” показує, що структура еквівалентної передаточної функції відносно передаточної функції літака не змінюється:

$$W_{\gamma_d}^e(p) = \frac{W_{\gamma}^e(p)}{1 + W_{\gamma}^e(p) \cdot K_{\omega_x}} = \frac{K_{\gamma_d}^e}{T_{\gamma_d} p + 1}, \quad (7.16)$$

але зменшується стала часу  $T_{\gamma_d}$ , тобто зменшується інерційність руху літака з крену, одночасно зменшується коефіцієнт підсилення передаточної функції літака з кутової швидкості крену  $K_{\gamma_d}^e$ , тобто зменшується ефективність поперечного управління:

$$T_{\gamma_d} = \frac{T_{\gamma}}{1 + K_{\gamma}^e \cdot K_{\omega_x}} < T_{\gamma};$$

$$K_{\gamma_d}^e = \frac{K_{\gamma}^e}{1 + K_{\gamma}^e \cdot K_{\omega_x}} < K_{\gamma}^e. \quad (7.17)$$

На рис. 7.10 зображені перехідні функції літака з кутової швидкості крену при східчастому відхиленні важеля управління, які ілюструють вплив ДК на статичні та динамічні характеристики поперечної керованості.

Отже, за рахунок вибору передаточного числа  $K_{\omega_x}$  можна забезпечити потрібне значення сталої часу  $T_{\gamma}$  –

$$K_{\omega_x} = \frac{T_{\gamma} - T_{\gamma_d}}{K_{\gamma}^e T_{\gamma_d}}. \quad (7.18)$$

Структурна схема контуру демпфірування, який реалізує пропорційний закон управління

$$\delta_e^{pa} = K_{\omega_x} \omega_x, \quad (7.15)$$

зображена на рис. 7.9.

Аналіз передаточної функції  $W_{\gamma_d}^e(p)$  замкненого контуру “літак

Прийнятне значення сталої часу, що використовується у (7.18), залежить від класу літака і лежить у межах  $T_{\gamma_d} = (0,1 \dots 1)$ с.

З рис. 7.10 видно, що ДК, зменшуючи час перехідного процесу, зменшує також стале значення кутової швидкості крену. Це позитивно позначається на стійкості руху, оскільки зменшується вплив на літак збурень, у тому числі вплив кутових

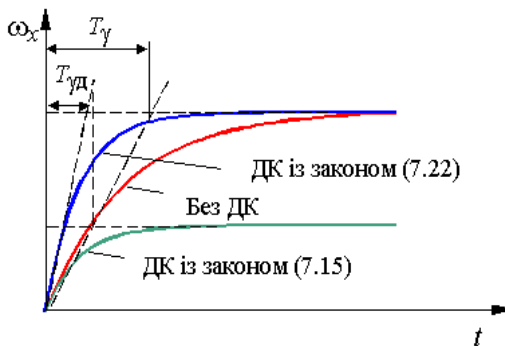


Рис. 7.10

коливань руху з рискання на рух з крену. У повній системі рівнянь бічного руху цей вплив відображається складовими  $a_{m_x}^{\beta} \beta$ ,  $a_{m_x}^{\omega_y} \omega_y$ , а на структурній схемі (див. рис. 7.9) – як збурення  $\delta_{\epsilon}^f$ . Однак при виконанні маневру з крену демпфер із законом управління (7.15) заважає пілоту, статичні характеристики поперечної керованості погіршуються і це негативно сприймається пілотом.

Спроба зберегти поперечну керованість за рахунок ізодрумування постійної складової кутової швидкості, як це робиться в демпферах тангажа та рискання, наприклад, за законом управління

$$\delta_{\epsilon}^{pa} = K_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x, \quad (7.19)$$

призводить до небажаних ефектів. По-перше, до зміни структури еквівалентної передаточної функції “літак + демпфер”. Передаточною функцією  $W_{\gamma_d}^{\epsilon}(p)$  для ДК із законом управління (7.19), являє собою ланку другого порядку з форсуванням, і пілот повинен буде пристосовуватись до управління таким об’єктом. По-друге, збереження коефіцієнта підсилення передаточної функції літака з кутової швидкості крену одночасно зі стабілізацією статичних характе-

ристик поперечної керованості зберігає також вплив руху з ризику на рух з крену, що сприймається пілотом як негативне явище.

Тому для збереження тільки статичних характеристик керованості в демпферах крену використовують закон управління:

$$\delta_e = \delta_e^{\text{п}} + \delta_e^{\text{па}}, \quad (7.20)$$

де 
$$\delta_e^{\text{п}} = K_e x_e; \quad (7.21)$$

$$\delta_e^{\text{па}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{x_e} x_e. \quad (7.22)$$

Структурні зміни контуру демпфірування при включенні в закон управління ДК сигналу відхилення важеля управління  $K_{x_e} x_e$  показані на рис. 7.9 пунктирною лінією. Сигнал  $K_{x_e} x_e$  знімається з датчика положення важеля і спочатку підсилює вплив керуючого сигналу пілота. В усталеному режимі сигнал демпфера  $K_{\omega_x} \omega_x$  компенсує додаткове відхилення елеронів від сигналу  $K_{x_e} x_e$ , тому елерони повертаються до того положення, на яке їх відхилив пілот, тобто статичні характеристики поперечної керованості не змінюються. По суті сигнал  $K_{x_e} x_e$  вилучає з сигналу кутової швидкості постійну складову  $\omega_{x_{\text{ст}}}$  (стале значення кутової швидкості, яке задається відхиленням важеля управління)

$$\omega_{x_{\text{ст}}} = -K_e K_{\dot{\gamma}}^e x_e. \quad (7.23)$$

Для повної компенсації в усталеному режимі повинна виконуватися умова

$$\delta_e^{\text{па}} = K_{\omega_x} \omega_{x_{\text{ст}}} + K_{x_e} x_e = 0.$$

Тоді з урахуванням (7.23) передаточне число  $K_{x_e}$  може бути розраховане за формулою:

$$K_{x_e} = K_{\omega_x} K_e K_{\dot{\gamma}}^e. \quad (7.24)$$

При цьому показник поперечної статичної керованості  $K_{\dot{\gamma}}^{x_e}$  – коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління та сталим значенням кутової швидкості крену (див. підрозд. 4.4.2), при вмиканні демпфера не змінюється.

$$K_{\dot{\gamma}}^{xe} = (K_e + K_{x_e}) \cdot W_{\dot{\gamma}d}^e(p)|_{p=0} = K_e \cdot K_{\dot{\gamma}}^e,$$

$$\text{де } W_{\dot{\gamma}d}^e(p)|_{p=0} = K_{\dot{\gamma}d}^e = \frac{K_{\dot{\gamma}}^e}{1 + K_{\dot{\gamma}}^e \cdot K_{\omega_x}},$$

$W_{\dot{\gamma}d}^e(p)$  визначається з (7.16), (7.17), а  $K_{x_e}$  із (7.24).

Вплив ДК із законом управління (7.20)...(7.22) на якість переднього процесу з кутової швидкості крену при східчастому відхиленні важеля управління показаний на рис. 7.10. Для забезпечення постійності динамічних характеристик контуру управління при зміні режимів польоту передбачається коректування передаточних чисел ДК залежно від параметрів польоту.

Таким чином, ДК із законом управління (7.22) не тільки збільшує швидкодію управління креном (зменшує сталу часу  $T_{\dot{\gamma}d}$ ), зберігаючи поперечну статичну керованість, але також за рахунок зменшення коефіцієнта підсилення передаточної функції літака з кутової швидкості крену  $K_{\dot{\gamma}d}^e$  знижує взаємозв'язок рухів з крену та з ризику (протидіє переходу коливань літака з ризику у коливання крену). Через це також зменшується вплив різноманітних збурюючих моментів: при польоті в турбулентній атмосфері, при скиданні вантажу з під одного півкрила та інших.

Сумісне використання на літаках демпферів крену та ризику дозволяє істотно поліпшити пілотажні характеристики літака в бічному русі.

## 7.2. Автомати стійкості

Демпфери не повністю вирішують проблему поліпшення динамічних якостей літака, оскільки вони цілеспрямовано підвищують тільки недостатнє аеродинамічне демпфірування. Автомати регулювання управління коректують тільки статичні характеристики керованості. Але пілотажні характеристики залежать також від статичної стійкості літака.

Зіставляючи поняття стійкості та керованості літака, можна зробити висновок, що вони протилежні. Якщо на режимах стабілізації траєкторії польоту підвищення статичної стійкості літака сприймається пілотом однозначно як позитивне явище, то для поліпшення керованості бажано її зменшувати. Але при зменшенні стійкості руху літака невеликі кути відхилення рульових поверхонь значно змінюють траєкторію польоту, зростає “суворість” управління. Тому існує така ступінь стійкості руху, при якій характеристики керованості літака стають найбільш припустимими.

Необхідний ступінь статичної стійкості руху ЛА забезпечується засобами автоматизації – автоматами стійкості. У подальшому розмова піде про підвищення шляхової та поздовжньої статичної стійкості, оскільки підвищення поперечної статичної стійкості негативно впливає на взаємозв'язок рухів з крену та з ристання, тому для сучасних літаків зі стрілоподібним крилом її навпаки необхідно зменшувати.

У термінах передаточних функцій запас шляхової та поздовжньої статичної стійкості з переважанню однозначно визначається показниками динамічних характеристик стійкості та керованості – власними частотами недемпфированих коливань  $\omega_\beta$ ,  $\omega_\alpha$ , які визначають час спрацювання, тобто швидкодію контуру управління. Тому *автомати стійкості підвищують шляхову або поздовжню статичну стійкість з переважанню з одночасним зростанням швидкодії контурів управління.*

### 7.2.1. Автомат шляхової стійкості

Аеродинамічне компонування забезпечує наявність у літака моменту шляхової стійкості  $M_y(\beta)$ , який виникає при ковзанні і утримує літак наче флюгер у повітряному струмі. При дії на літак збурень, які порушують положення вектора швидкості відносно площини симетрії, наприклад, моментного збурення  $M_y^{зб}$  (рис. 7.11) з'являється кут ковзання  $\beta$  та відповідна йому бічна сила  $Z(\beta)$ , яка у свою чергу спричиняє появу моменту шляхової стійкості  $M_y(\beta)$ . Момент  $M_y(\beta)$  без втручання пілота намагається компенсувати вплив цих збурень. Але значення моменту шляхової



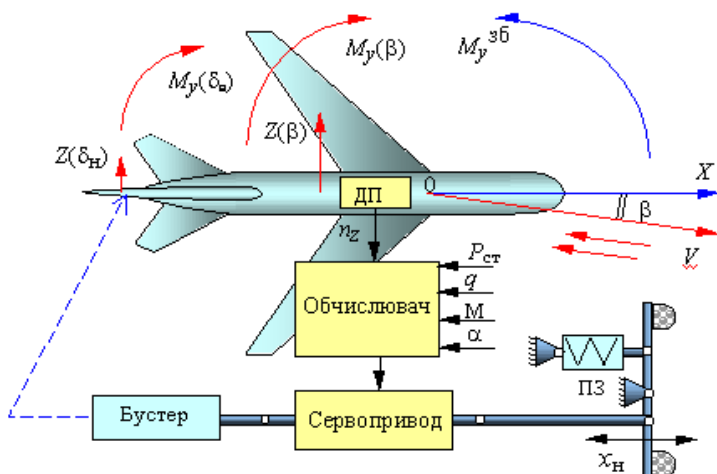


Рис. 7.11

стійкості істотно залежить від параметрів польоту. Наприклад, збільшення кута атаки призводить до затінення вертикального оперення, що у свою чергу спричиняє зменшення шляхової стійкості. Момент шляхової стійкості значно зменшується на надзвукових швидкостях польоту.

Автомат шляхової стійкості штучно збільшує стійкість літака за рахунок створення рулем направлення додаткового моменту  $M_y(\beta)$  пропорційного кута ковзання  $\beta$ , або поперечному перевантаженню, розмір якого залежить від кута ковзання.

$$n_z = \frac{Z(\beta)}{mg} = \frac{c_z^\beta \beta \cdot \rho V^2}{2mg} S = K \cdot \beta,$$

де  $K = \frac{c_z^\beta \cdot \rho V^2}{2mg} S$  має від'ємний знак через від'ємність похідної кое-

фіцієнта бічної сили з кута ковзання  $c_z^\beta$  (позитивний кут ковзання викликає негативну поперечну силу  $Z(\beta)$ );  $\rho$  – густина повітря;  $V$  – швидкість польоту;  $S$  – площа крила;  $mg = G$  сила ваги.

Конструктивно принцип побудови автоматів стійкості не відрізняється від принципів побудови демпферів (див. рис. 7.11). Сервоприводи автоматів стійкості вбудовують у проводку системи управління літака за послідовною схемою, яка забезпечує сумісну

роботу пілота і автомата стійкості. Як і в демпферах в автоматах стійкості існує схема коректування передаточних чисел залежно від параметрів польоту, яка реалізується у вигляді обчислювача або коректора передаточних чисел. Але як датчики інформації в автоматах шляхової стійкості застосовують або флюгерний датчик кута ковзання, або датчик бічного перевантаження. Флюгерні датчики володіють значними похибками вимірювання кута ковзання, тому використання датчика перевантаження має деяку перевагу.

Сигнал  $n_z$  з датчика бічного перевантаження ДПІ (див. рис. 7.11) після коректування в обчислювачі надходить до сервопривода, який відхиляє руль направлення. При цьому створюється момент  $M_y(\delta_H)$  у бік компенсації кута ковзання, що підсилює власний момент шляхової стійкості  $M_y(\beta)$ . Оскільки рульовий агрегат сервопривода включений в провідку управління послідовно, то пілот при управлінні відчуває роботу автомата стійкості тільки як поліпшення пілотажних характеристик літака; на положенні педалей дія автомата стійкості не позначається. Закон управління автомата стійкості у цьому випадку має вигляд:

$$\delta_H^{pa} = K_{n_z} (q, P_{ст}, M, \alpha) \cdot n_z. \quad (7.25)$$

Проаналізуємо вплив автомата шляхової стійкості на статичні та динамічні характеристики керованості, використовуючи передаточну функцію літака з кута ковзання:

$$W_{\beta}^H(p) = \frac{K_{\beta}^H \omega_{\beta}^2}{p^2 + 2\xi_{\beta} \omega_{\beta} p + \omega_{\beta}^2}. \quad (7.26)$$

Структурна схема контуру управління з автоматом шляхової стійкості, що реалізує пропорційний закон управління

$$\delta_H^{pa} = K_{\beta} \beta, \quad (7.27)$$

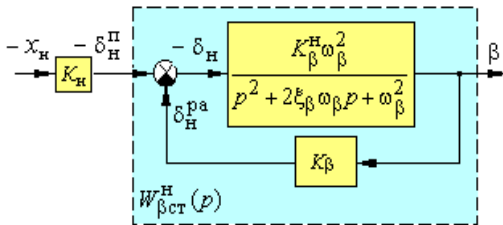


Рис. 7.12

зображена на рис.7.12.

Визначимо еквівалентну передаточну функцію замкненого контуру автоматичного управління “літак + автомат стійкості”

$$W_{\beta_{\text{ст}}}^{\text{H}}(p) = \frac{W_{\beta}^{\text{H}}(p)}{1 + W_{\beta}^{\text{H}}(p)K_{\beta}} = \frac{K_{\beta_{\text{ст}}}^{\text{H}}\omega_{\beta_{\text{ст}}}^2}{p^2 + 2\xi_{\beta_{\text{ст}}}\omega_{\beta_{\text{ст}}}p + \omega_{\beta_{\text{ст}}}^2}, \quad (7.28)$$

$$\text{де} \quad K_{\beta_{\text{ст}}}^{\text{H}} = K_{\beta}^{\text{H}}(1 + K_{\beta}^{\text{H}}K_{\beta})^{-1} < K_{\beta}^{\text{H}}; \quad (7.29)$$

$$\omega_{\beta_{\text{ст}}} = \omega_{\beta}\sqrt{1 + K_{\beta}^{\text{H}}K_{\beta}} > \omega_{\beta}; \quad (7.30)$$

$$\xi_{\beta_{\text{ст}}} = \frac{\xi_{\beta}}{\sqrt{1 + K_{\beta}^{\text{H}}K_{\beta}}} < \xi_{\beta}. \quad (7.31)$$

Аналіз (7.26), (7.28)...(7.31) показує, що структура еквівалентної передаточної функції відносно передаточної функції літака не змінюється. Однак при цьому змінюються параметри передаточної функції. А саме:

1. Зменшується коефіцієнт підсилення літака з кута ковзання  $K_{\beta_{\text{ст}}}^{\text{H}} < K_{\beta}^{\text{H}}$  і збільшується власна частота  $\omega_{\beta_{\text{ст}}} > \omega_{\beta}$ . Це сприймається пілотом як підвищення шляхової статичної стійкості при дії збурень і як зменшення сталого значення кута ковзання (погіршення статичної керованості) з одночасним зростанням швидкодії у відповідь на керуючі впливи.

2. Зменшується декремент згасання  $\xi_{\beta_{\text{ст}}} < \xi_{\beta}$ , тобто збільшується коливальність перехідного процесу.

На рис. 7.13 зображені перехідні функції літака з кута ковзання при східчастому моментному збуренні  $M_y^{\text{зб}}$ , які ілюструють вплив автомата стійкості із законами управління (7.25) або (7.27) на статичні та динамічні характеристики шляхової керованості.

Зменшення шляхової статичної керованості не сприймається пілотом як погіршення пілотажних характеристик, оскільки енергійних маневрів за допомогою руля направлення літак не виконує. Проте в момент виконання координованого розвороту

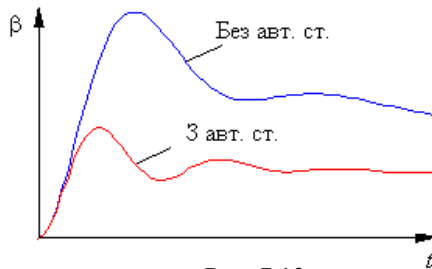


Рис. 7.13

(див. рис. 7.14, а) автомат шляхової стійкості, компенсуючи кут ковзання, зменшує бічну силу  $Z(\beta)$ , яка протидіє результуючій силі ваги та піднімальній силі  $Z_Y^G$ , що змінює напрям вектора швидкості, тобто автомат шляхової стійкості підвищує швидкість зміни траєкторії польоту (додаткова сила  $Z(\delta_H)$ , що створюється рулем направлення, на багато менше сили  $Z(\beta)$ , яка компенсується). До того ж, на початок розвороту автомат стійкості, створюючи момент від руля направлення  $M_y(\delta_H)$ , форсовано сполучає поздовжню вісь з вектором швидкості.

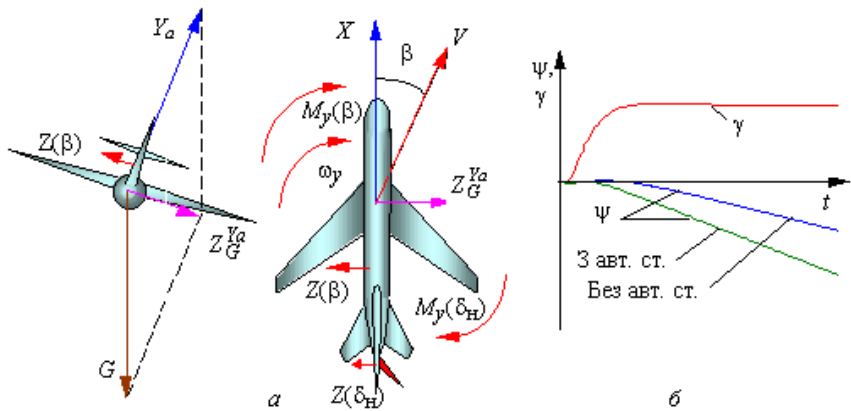


Рис. 7.14

Таким чином, автомат шляхової стійкості при виконанні координованого розвороту підвищує його енергійність, тобто поліпшує статичні характеристики бічної керованості. Вплив автомата шляхової стійкості на зміну кута рискання координованого розвороту при заданому куті крену показаний на рис. 7.14, б.

При відповідному виборі передаточного числа  $K_\beta$  можна забезпечити потрібну з точки зору статичних і динамічних характеристик власну частоту коливань  $\omega_{\beta ст}$ . Використовуючи (7.30), отримаємо формулу для розрахунку передаточного числа  $K_\beta$

$$K_\beta = \frac{\omega_{\beta ст}^2 - \omega_\beta^2}{K_\beta^H \omega_\beta^2}. \quad (7.32)$$

Для забезпечення постійності статичних і динамічних характеристик контуру управління при зміні режимів польоту передбачається коректування передаточного числа автомата стійкості залежно від параметрів польоту.

### 7.2.2. Автомат поздовжньої стійкості

Для підвищення маневреності сучасних літаків за рахунок аеродинамічного компоювання намагаються зменшити запас поздовжньої статичної стійкості.

При традиційному компоюванні стійкого з перевантаження літака центр аеродинамічного тиску розташовується позаду центра мас (рис. 7.15). Тому при балансуванні літака стабілізатор повинен створювати негативну піднімальну силу, що зменшує результуючу піднімальну силу (“втрата на балансування”). Крім того, збільшення негативної піднімальної сили стабілізатора при його відхиленні на кабрирування уповільнює процес зростання перевантаження на вихідному етапі маневру, створюючи ефект “просадки” літака.

У статично нестійкого з перевантаження літака схема сил (рис. 7.16) виключає “втрати на балансування”, за рахунок чого зростає маневреність літака. Одночасно зменшується вага та розмір стабілізатора. Такий підхід до компоювання літака дозволяє підвищити аеродинамічну якість і помітно знизити витрату пального. Проте політ на статично нестійкому з перевантаження літаку без автоматизації ручного управління (без автомата стійкості) практично неможливий. Але і статично стійкий з перевантаження літак може не задовольняти пілота власними динамічними характеристиками, наприклад, зменшеною власною частотою  $\omega_\alpha$ , тобто млявою реакцією на керуючі впливи. Для забезпечення потрібних статичних і динамічних характеристик поздовжньої стійкості та керованості застосовують автомати поздовжньої стійкості.

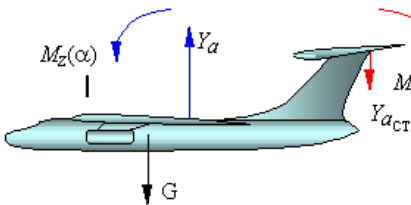


Рис. 7.15

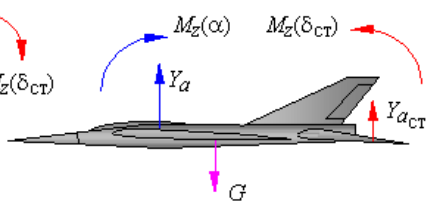


Рис. 7.16

Конструктивно принципи побудови автоматів шляхової та поздовжньої стійкості не відрізняються. Як датчик інформації в автоматах поздовжньої стійкості використовують або датчик кута атаки, або датчик нормального перевантаження, сигнал якого пропорційний куту атаки. Додаткове відхилення руля висоти автоматом стійкості, яке пропорційне куту атаки або нормальному перевантаженню, підсилює власний момент поздовжньої статичної стійкості з перевантаження  $M_z(\alpha)$ .

У зв'язку з повною аналогією передаточних функцій  $W_{n_y}^B(p)$  і  $W_{\beta}^H(p)$ , вплив автомата поздовжньої стійкості, що реалізує закон управління

$$\delta_B^{pa} = K_{n_y} n_y, \quad (7.33)$$

на динамічні характеристики стійкості та керованості аналогічний розглянутому для автомата шляхової стійкості. Такий закон управління змінює параметри еквівалентної передаточної функції

$$W_{n_y,ст}^B(p) = \frac{K_{n_y,ст}^B \omega_{\alpha ст}^2}{p^2 + 2\xi_{\alpha ст} \omega_{\alpha ст} p + \omega_{\alpha ст}^2} \quad (7.34)$$

замкненого контуру управління “літак + автомат стійкості”, структурна схема якого зображена на рис. 7.17.

Розрахункові формули для параметрів еквівалентної передаточної функції (7.34), можна отримати, використовуючи результати, що одержані для автомата шляхової стійкості:

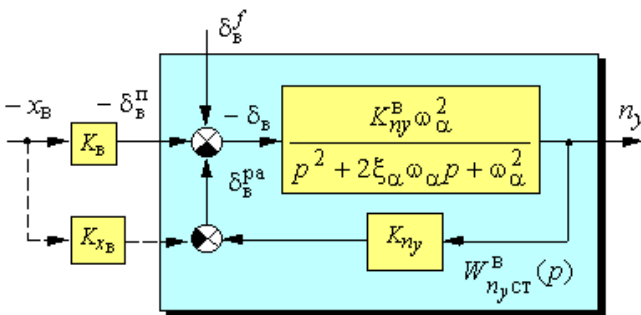


Рис. 7.17

$$K_{n_y \text{CT}}^B = \frac{K_{n_y}^B}{1 + K_{n_y}^B K_{n_y}} < K_{n_y}^B ; \quad (7.35)$$

$$\omega_{\alpha \text{CT}} = \omega_{\alpha} \sqrt{1 + K_{n_y}^B K_{n_y}} > \omega_{\alpha} ; \quad (7.36)$$

$$\xi_{\alpha \text{CT}} = \frac{\xi_{\alpha}}{\sqrt{1 + K_{n_y}^B \cdot K_{n_y}}} < \xi_{\alpha} . \quad (7.37)$$

Потрібно з точки зору статичних і динамічних характеристик власну частоту коливань  $\omega_{\alpha \text{CT}}$  можна забезпечити відповідним вибором передаточного числа  $K_{n_y}$

$$K_{n_y} = \frac{\omega_{\alpha \text{CT}}^2 - \omega_{\alpha}^2}{K_{n_y}^B \omega_{\alpha}^2} .$$

Зменшення поздовжньої статичної керованості на відміну від шляхової сприймається пілотом як погіршення пілотажних характеристик. Для відновлення поздовжньої статичної керованості можна за допомогою АРУ підсилити коефіцієнт передачі проводки системи управління, або вирішити цю проблему, як і для демпферів крену, шляхом включення в закон управління автомата стійкості сигналу відхилення важеля управління від балансувального положення  $K_{x_B} x_B$ . Закон управління рулем висоти у цьому випадку має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{\text{pa}} ,$$

де  $\delta_B^{\Pi} = K_B x_B ;$

$$\delta_B^{\text{pa}} = K_{n_y} n_y + K_{x_B} x_B . \quad (7.38)$$

Структурні зміни контуру управління при включенні в закон управління сигналу відхилення важеля управління  $K_{x_B} x_B$  показані на рис. 7.17 пунктирною лінією. Сигнал  $K_{x_B} x_B$  в усталеному ре-

жимі повинний компенсувати сигнал  $K_{n_y} n_y$ , тоді відхилення руля висоти від автомата стійкості в усталеному режимі буде дорівнювати нулю, а руль висоти залишиться в тому положенні, яке задав йому пілот, щоб створити нормальне перевантаження  $n_{y_3} = -K_{n_y}^{x_B} x_B$  ( тут  $K_{n_y}^{x_B}$  – показник поздовжньої статичної керованості – коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління та сталим значенням нормального перевантаження).

Закон управління (7.38) можна подати у вигляді

$$\delta_B^{Pa} = K_{n_y} (n_y - n_{y_3}), \quad (7.39)$$

де  $n_{y_3} = -K_{n_y}^{x_B} x_B = -\frac{K_{x_B}}{K_{n_y}} x_B$  – задане важелем управління значення

нормального перевантаження в усталеному режимі польоту. Тоді передаточне число  $K_{x_B}$  може бути розраховане за формулою:

$$K_{x_B} = K_{n_y} K_{n_y}^{x_B} = K_{n_y} K_B K_{n_y}^B. \quad (7.40)$$

При цьому показник поздовжньої статичної керованості  $K_{n_y}^{x_B}$ , з урахуванням зміни показника  $K_{n_y,ст}^B$  еквівалентної передаточної функції “літак + автомат стійкості” (рис. 7.17) не змінюється:

$$K_{n_y,ст}^{x_B} = (K_B + K_{x_B}) K_{n_y,ст}^B = K_B K_{n_y}^B = K_{n_y}^B.$$

Тут  $K_{x_B}$  визначається з (7.40), а  $K_{n_y,ст}^B$  із (7.35).

Вплив автомата стійкості із законами управління (7.33), (7.39) на якість перехідного процесу з нормального перевантаження при східчастому відхиленні важеля управління показаний на рис. 7.18, а при дії східчастого моментного збурення на рис. 7.19.



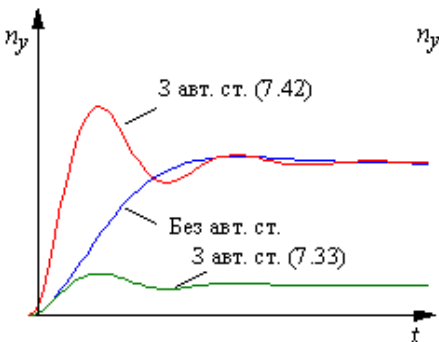


Рис. 7.18

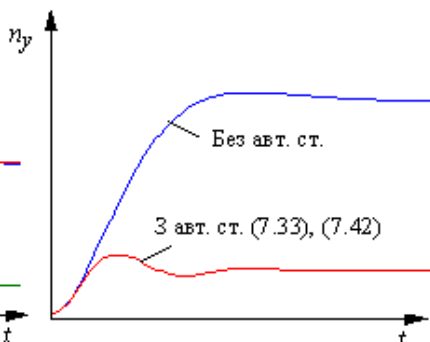


Рис. 7.19

Із графіків видно, що автомат стійкості із законом управління (7.39), зберігаючи статичні характеристики керованості, підвищує швидкодію управління, а при дії збурень аналогічно автомату стійкості із законом управління (7.33) покращує статичну стійкість літака з перевантаження. Для забезпечення постійності динамічних характеристик контуру управління при зміні режимів польоту передбачається коректування передаточних чисел автомата стійкості залежно від параметрів польоту.

Оскільки автомат стійкості декілька погіршує демпфірування кутових рухів  $\xi_{\alpha ст} < \xi_{\alpha}$ , то доцільно здійснювати комплексну корекцію статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості. До того ж автомат поздовжньої стійкості із законом типу (7.39) дозволяє коректувати програму АРУ як окремого засобу. Але ці задачі виконують вже інші засоби комплексної корекції стійкості та керованості: автомати поздовжнього та бічного управління, які розглядаються в наступних главах.

### Контрольні питання

1. Сформулювати призначення демпферів кутових коливань літака. Які динамічні характеристики стійкості та керованості в термінах передаточних функцій коректують демпферів кутових коливань?
2. На прикладі демпфера тангажа перелічить основні конструктивні елементи демпфера, за якою схемою включений рульовий агрегат демпфера в проводку управління літака?

3. Запишіть можливі варіанти законів управління демпфера тангажа. Як демпфер тангажа із законом управління (7.1) впливає на статичні характеристики керованості літака?

4. Використовуючи структурну схему (рис.7.3), проаналізувати вплив демпфера тангажа із законом управління (7.2) на статичні та динамічні характеристики контуру демпфірування.

5. Чому в реальних контурах демпфірування при значному збільшенні передаточного числа  $K_{\omega_z}$  можуть виникати високочастотні коливання?

6. Запишіть можливі варіанти законів управління демпфера ристання.

7. Які прийнятні значення декременту згасання може забезпечити демпфер ристання при обмеженому діапазоні відхилення руля направлення від рульового агрегату?

8. Отримати розрахункові формули для синтезу передаточних чисел демпфера ристання.

9. Сформулюйте призначення демпфера крену.

10. Запишіть можливі варіанти законів управління демпфера крену.

11. Отримати розрахункові формули для синтезу передаточних чисел демпфера крену.

12. Сформулювати призначення автоматів шляхової та поздовжньої стійкості. Які характеристики стійкості та керованості в термінах передаточних функцій коректують автомати стійкості?

13. Які датчики інформації можуть використовувати автомати шляхової та поздовжньої стійкості?

14. Запишіть можливі варіанти законів управління автоматів шляхової та поздовжньої стійкості.

15. Як автомат шляхової стійкості впливає на керованість літака при плоскому та координованому розвороті?

16. Використовуючи структурну схему (рис.7.17), проаналізувати вплив автомата поздовжньої стійкості із законом управління (7.33) на статичні та динамічні характеристики контуру управління. Отримайте вирази (7.35)...(7.37).

17. Отримати розрахункові формули для синтезу передаточних чисел автомата поздовжньої стійкості.

## Глава 8. ОСОБЛИВОСТІ ПОБУДОВИ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ АЕРОПРУЖНИМ ЛІТАКОМ

При попередньому дослідженні контурів стійкості та керованості використовувались математичні моделі літака з абсолютно жорсткою конструкцією. У дійсності всі елементи конструкції ЛА у польоті зазнають пружні деформації під впливом різних збурень: аеродинамічних сил органів управління та крила, турбулентності атмосфери, наявності на борту значних мас палива в рухомому стані та інші. Пружні деформації конструкції літака впливають на роботу контурів ручного й автоматичного управління польотом. Це зв'язане з тим, що, по-перше, під впливом пружних деформацій конструкції змінюється характер обтікання й, як наслідок, – динамічні властивості ЛА як об'єкта управління. По-друге, виникають помилки в показках датчиків системи автоматичного управління. Ці помилки обумовлені коливаннями конструкції в місці встановлення датчика й істотно впливають на роботу контурів автоматичного управління. Найбільш суттєво вплив пружних деформацій відчувається при збільшенні числа  $M$ , швидкісного напору  $q$  та при польоті зі значним нормальним перевантаженням  $n_y$ .

### 8.1. Вплив пружних деформацій на характеристики літака як об'єкта управління. Підходи до отримання математичних моделей пружного літака

Вплив пружних деформацій для літаків різного класу та різних аеродинамічних компонувань відчувається по-різному. Пружні деформації конструкції літака розділюють на статичні та динамічні. Основним джерелом пружних деформацій є відхилення органів управління та турбулентність атмосфери.

Розглянемо спочатку причину виникнення *статичних пружних деформацій*. У загальному випадку під впливом аеродинамічних сил крило та фюзеляж літака зазнають вигинання і кручення (змінюється конфігурація літака), що призводить до зміни аеродинамічних сил і моментів, тож до зміни аеродинамічних властивостей літака. Величина пружних деформацій залежить від швидкісного напору.

Кручення та вигинання крила змінюють кут атаки вздовж розмаху крила, внаслідок чого аеродинамічний фокус стрілоподібного крила переміщується вперед. При зростанні швидкості зміщення збільшується. Це може призвести до дивергенції, тобто до втрати пружним літаком статичної стійкості з перевантаження. Швидкість, на якій пружний літак втрачає статичну стійкість з перевантаження, називають *швидкістю дивергенції*.

Відхилення елерона вниз вигинає крило вгору, що зменшує кут атаки крила, а також додатково закручує крило на зменшення кута атаки. При збільшенні швидкості цей ефект зростає й на певній швидкості спостерігається повна втрата ефективності елеронів. Перевищення цієї швидкості (*критичної швидкості реверсу елеронів*) призводить до зміни знаку управління креном, тобто до реверсу елеронів.

Вигинання фюзеляжу зменшує величину аеродинамічного моменту. Поздовжня стійкість пружного літака внаслідок деформації зменшується. Вигинання горизонтального оперення при відхиленні руля висоти спричиняє такі ж самі наслідки, що й вигинання крила, хоч і в меншій мірі.

Для оцінки впливу статичних деформацій на динаміку польоту можна використовувати відому математичну модель жорсткого літака. Але в цієї моделі вирази для коефіцієнтів сил і моментів повинні мати додаткові складові по відношенню до моделі жорсткого літака. Наприклад:

$$c_x = c_x^{\text{ж}} + \Delta c_x(\alpha, \beta, M, q, \delta_{\text{в}}); \quad m_x = m_x^{\text{ж}} + \Delta m_x(\alpha, \beta, M, q, \delta_{\text{е}}, \delta_{\text{н}});$$

$$c_y = c_y^{\text{ж}} + \Delta c_y(\alpha, \beta, M, q, \delta_{\text{в}}); \quad m_z = m_z^{\text{ж}} + \Delta m_z(\alpha, \beta, M, q, \delta_{\text{е}});$$

$$c_z = c_z^{\text{ж}} + \Delta c_z(\alpha, \beta, M, q, \delta_{\text{н}}); \quad m_y = m_y^{\text{ж}} + \Delta m_y(\alpha, \beta, M, q, \delta_{\text{е}}, \delta_{\text{н}}).$$

Пружні статичні деформації відносно малі, тому природи сил і моментів можуть бути лінеаризовані відносно своїх аргументів. Це можна робити для усталених режимів польоту або для неусталених при високій жорсткості конструкції. Але повністю оцінити вплив нежорсткості конструкції літака на динаміку польоту можна тільки, враховуючи *динамічні пружні деформації*.

Розглядаючи динамічні пружні деформації крім пружних сил, що змінюють аеродинамічні характеристики крила та фюзеляжу, враховують також інерційні сили, які супроводжують змінні в часі деформації, тобто зміна конфігурації літака носить коливальний характер. Через взаємозв'язок аеродинамічних навантажень і пружних деформацій ці коливання конструкції отримали назву *аеропружних коливань*.

Аеропружні коливання й, насамперед, самозбудні незгасаючі аеропружні коливання – флатер створюють “втомленість” конструкції літака й стають причиною багатьох льотних пригод, що призводять до руйнування конструкції літака.

У керованому польоті аеропружні коливання можуть підсилюватися, оскільки до процесу розвитку коливань конструкції підключається система автоматичного управління. Дійсно, коливання конструкції літака сприймають датчики САУ, сигнали датчиків підсилюються й надходять на рульові агрегати, які відхиляють органи управління. Якщо коливання конструкції в місці встановлення датчика співпадають за фазою з відхиленням органу управління, то в замкненому контурі управління на певних частотах може виникнути резонанс, тобто підсилення аеропружних коливань. Це явище отримало назву *аероавтопружних коливань*, які при певних умовах переходять в “апаратурний флатер”, що призводить до руйнування конструкції літака.

Для оцінки впливу аеропружних коливань на динаміку контуру управління необхідно мати динамічну пружну модель літака. Модель повинна бути достатньо простою та правильно відображати основні властивості реального об'єкта. Тут можливі різні підходи:

- об'ємна пружна модель (рис. 8.1), в якій літак умовно розподіляється на кінцеві об'ємні елементи, що володіють певними несучими та пружними властивостями;

- балочна пружна модель, в якій літак у простішому випадку подається у вигляді однорідного стержня (балки) з вільними кінцями, або у вигляді системи перехресних балок. У цій моделі фюзеляж, крило, стабілізатор, інші елементи конструкції подаються у вигляді пружних балок (рис. 8.2), які певним способом з'єднані проміж собою.

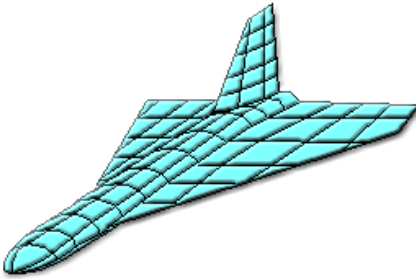


Рис. 8.1

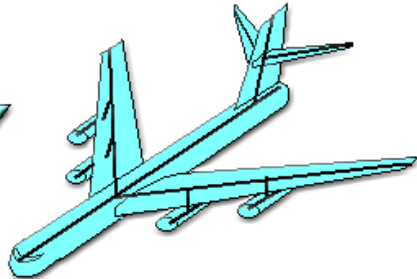


Рис. 8.2

Об'ємна модель дозволяє точніше описати процес розвитку динамічних пружних коливань, але потребує більшої кількості трудомістких обчислювань, які можна виконати тільки за допомогою ЦОМ. У цьому відношенні більш зручною стає балочна пружна модель. Балки в загальному випадку є неоднорідними, й розподіл питомої (на одиницю довжини) маси та жорсткості визначається конструкцією літака.

Пружна модель потрібна для визначення амплітуди, форми та частоти пружних коливань у певних місцях конструкції літака. Поєднання форми та частоти коливань конструкції характеризує *тон коливань*, а залежність амплітуди коливань певного тону від точок координат конструкції, наприклад, вздовж розмаху крила, називають *функцією форми* коливань даного тону.

У літака як у пружної системи можуть збуджуватися коливання різних тонів. Для однорідної балочної пружної моделі існує допущення, що частоти старших тонів  $\omega_i$  кратні частоті першого тону, тобто  $\omega_2=2\omega_1$ ,  $\omega_3=3\omega_1$  тощо. Рис. 8.3 ілюструє функції форм перших трьох тонів пружних коливань крила при використанні однорідної балочної пружної моделі. Кожний  $i$ -й тон коливань має  $(i+1)$  вузлів – точок, які не беруть участі в коливаннях  $i$ -го тону, та  $i$  пучностей – точок з максимальною амплітудою коливань.

У дійсності форми та частоти коливань крила, фюзеляжу та інших елементів конструкції взаємозв'язані, і умова однорідності маси та жорсткості вздовж розмаху крила не дотримується. Тому реальні функції форм (рис. 8.4) відрізняються від ідеалізованих, однак число пучностей та вузлів різних тонів, як правило, збе-

рігається. Положення пучностей та вузлів у польоті змінюється, наприклад, через витрату палива.

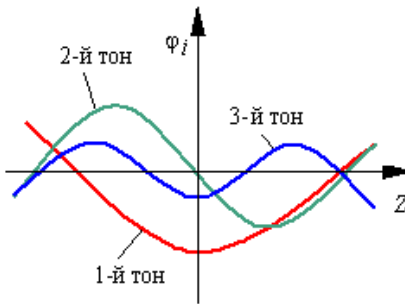


Рис. 8.3

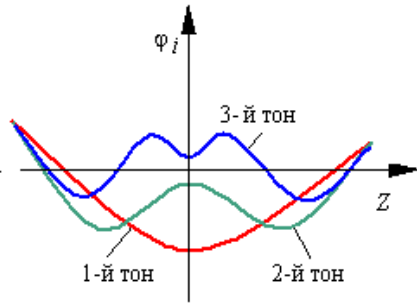


Рис. 8.4

На практиці для розрахунку математичних моделей пружних деформацій широке розповсюдження отримав метод форм, в якому форми пружних коливань вважаються заздалегідь відомими.

## 8.2. Математична модель поздовжнього руху літака з урахуванням аеропружних коливань

Для опису деформацій літака під впливом динамічних навантажень будемо використовувати однобалочну пружну модель, в якій фюзеляж літака подається у вигляді тонкої та довгої балки з вільними кінцями. Кожна точка конструкції фюзеляжу при збудженні пружних коливань здійснює складний рух у просторі. По-перше, вона бере участь у русі літака як жорсткого (твердого) тіла, по-друге, вона бере участь у коливаннях з частотами всіх збуджених тонів й амплітудами, просторовий розподіл яких характеризують функції форм  $\varphi_i(x)$ . Миттєве відхилення точки з координатою  $x$  у напрямку нормальному по відношенню до жорсткого літака в даний момент часу  $t$  можна описати у вигляді суми коливань  $n$ -ї кількості тонів

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \varphi_i(x).$$

Функція  $q_i(t)$  описують зміну амплітуди коливань  $i$ -го тону в часі. Ці коливання збуджуються силами, які створюють відхилення органів управління, вітрові збурення тощо.

Достатньо зручними моделями руху усереднених мас частин фюзеляжу  $M_i$ , що коливаються з частотою  $i$ -го тону, є коливальні ланки зі слабким демпфіруванням, на які впливають деякі усереднені сили  $F_i$ :

$$M_i(\ddot{q}_i + 2\xi_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2q_i) = F_i, \quad (8.1)$$

де  $\xi_i$  – декремент згасання  $i$ -го тону, який, як правило, малий і дорівнює  $(0,02\dots0,05)$ ;  $\omega_i$  – частота коливань  $i$ -го тону.

Усереднену силу  $F_i$  й усереднену масу коливних частин конструкції  $M_i$  визначають для кожного тону окремо за формулами:

$$F_i(t) = \int_{-l_k}^{l_n} f(x,t)\varphi_i(x) dx; \quad (8.2)$$

$$M_i = \int_{-l_k}^{l_n} m(x)\varphi_i^2(x) dx, \quad (8.3)$$

де  $f(x,t)$  – сила, що припадає на одиницю довжини фюзеляжу;  $m(x)$  – маса на одиницю довжини фюзеляжу;  $l_n, l_k$  – довжина передньої та кінцевої частин фюзеляжу.

Приклад розподілу питомих сил і мас показаний на рис. 8.5.

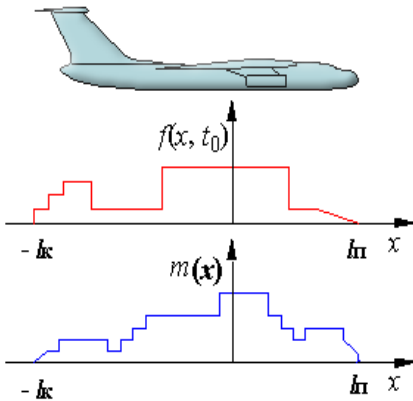


Рис. 8.5

Формули (8.2), (8.3) отримані з енергетичних співвідношень і пояснюються так. Сили, що діють у вузлах коливань, роботи не здійснюють і ніяк на коливання  $i$ -го тону не впливають, оскільки у вузлових точках  $\varphi_i(x) = 0$ . Робота, що здійснюється силою в коливальному русі, пропорційна амплітуді коливань. Тому у формулі (8.2) під інтегралом стоїть функція форми  $\varphi_i(x)$ .

Енергія коливального руху пропорційна квадрату амплітуди коливань. Тому вираз (8.3) для усередненої маси містить у собі



$\varphi_i^2(x)$ . Маси, що розташовуються у вузлах, на відповідні коливання не впливають, оскільки не беруть участі в коливаннях  $i$ -го тону.

Якщо сила зосереджена в якійсь точці  $x = x_B$ , то функція розподілу  $f(x, t)$  має вигляд  $\delta$ -функції:

$$f(x, t) = \delta(x - x_B) f(t).$$

Зокрема, силу, яку створює руль висоти, можна вважати зосередженою та подати у вигляді

$$f(x, t) = \delta(x - x_B) K_B \delta_B(t).$$

Тут  $\delta_B(t)$  – поточне відхилення руля висоти;  $K_B$  – коефіцієнт пропорційності;  $\delta(x - x_B)$  – одиничний імпульс у точці  $x = x_B$ .

Величина  $F_i(t)$  у випадку зосередженої сили руля висоти дорівнює:

$$F_i(t) = \int_{-l_k}^{l_k} \delta(x - x_B) K_B \delta_B(t) \varphi_i(x) dx = K_B \varphi_i(x_B) \delta_B(t).$$

Отже, у рамках моделі зі зосередженою силою руля висоти прогин фюзеляжу у процесі пружних коливань описується рівняннями:

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \varphi_i(x); \tag{8.4}$$

$$\ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = k_i \varphi_i(x_B) \delta_B,$$

де  $k_i = \frac{K_B}{M_i}$ .

Але прогин фюзеляжу безпосередньо не контролюється бортовими датчиками, які включені в контури управління польотом. Тому доцільно записати вирази для таких вихідних величин, які безпосередньо вимірюються існуючими датчиками інформації.

Кутове відхилення – вигин пружної лінії по відношенню до поздовжньої осі жорсткого літака в точці розташування датчика кутового положення  $x = x_d$  дорівнює частинної похідної прогину з довжини

$$\mathfrak{D}_{\text{ВИГ}} = \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)_{x=x_{\text{Д}}} = \sum_{i=1}^n q_i(t) \left( \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_{\text{Д}}} . \quad (8.5)$$

Додаткова кутова швидкість у точці  $x = x_{\text{Д}}$ , що створюється пружними коливаннями, дорівнює похідної від  $\mathfrak{D}_{\text{ВИГ}}$  з часу

$$\omega_{z_{\text{ВИГ}}} = \dot{\mathfrak{D}}_{\text{ВИГ}} = \sum_{i=1}^n \dot{q}_i(t) \left( \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_{\text{Д}}} . \quad (8.6)$$

Саме цю величину сумісно з кутовою швидкістю жорсткого літака вимірює датчик кутової швидкості, розташований в точці  $x = x_{\text{Д}}$ .

Датчик кутових прискорень також сприймає поряд з кутовим прискоренням літака як жорсткого тіла додаткову інформацію

$$\dot{\omega}_{z_{\text{ВИГ}}} = \ddot{\mathfrak{D}}_{\text{ВИГ}} = \sum_{i=1}^n \ddot{q}_i(t) \cdot \left( \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_{\text{Д}}} , \quad (8.7)$$

а датчик лінійних прискорень (датчик перевантажень) – додаткову інформацію про прискорення, що створюються пружними коливаннями

$$n_{y_{\text{ВИГ}}} = \left( \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \right)_{x=x_{\text{Д}}} = \sum_{i=1}^n \ddot{q}_i(t) \cdot \varphi_i(x_{\text{Д}}) . \quad (8.8)$$

З рівнянь (8.4)...(8.8), а також, використовуючи відповідні рівняння літака як жорсткого тіла, можна отримати передаточні функції, які зв'язують параметри руху певної точки конструкції літака (точки розташування датчика інформації) з відхиленням руля висоти.

Так, для кутової швидкості тангажа маємо:

$$\omega_{z_{\Sigma}} = \omega_{z_{\text{Ж}}} + \omega_{z_{\text{ВИГ}}} , \quad (8.9)$$

де  $\omega_{z_{\text{Ж}}}$  – кутова швидкість жорсткого літака, яка визначається з найпростішої моделі поздовжнього руху

$$\omega_{z_{\text{Ж}}}(p) = - \frac{K_{\mathfrak{D}}^{\text{В}} \omega_{\alpha}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} \delta_{\text{В}}(p) ; \quad (8.10)$$

$\omega_{z_{\text{ВИГ}}}$  – кутова швидкість вигинних коливань. Вона може бути отримана як рішення системи рівнянь :

$$\omega_{z_{\text{виг}}}(p) = \sum_{i=1}^n \left( \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D} p q_i(p); \quad (8.11)$$

$$(p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2) q_i(p) = k_i \varphi_i(x_B) \delta_B(p).$$

Враховуючи співвідношення (8.10), (8.11), отримаємо вираз для сумарної кутової швидкості (8.9) у вигляді

$$\omega_{z_{\Sigma}}(p) = - \left[ \frac{K_g^B \omega_{\alpha}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} + \sum_{i=1}^n \frac{K_i p}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2} \right] \delta_B(p),$$

де 
$$K_i = k_i \varphi_i(x_B) \left( \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D} = \frac{K_B \varphi_i(x_B)}{M_i} \left( \frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D}.$$

Очевидно, що величина та знак коефіцієнта  $K_i$  залежать від місця встановлення датчика кутової швидкості  $x_D$ .

Таким чином, передаточна функція літака з кутової швидкості тангажа має вигляд:

$$W_{\omega_{z_{\Sigma}}}^B(p) = \frac{\omega_{z_{\text{ж}}}(p) + \omega_{z_{\text{виг}}}(p)}{-\delta_B(p)} = W_{\omega_{z_{\text{ж}}}}^B(p) - \sum_{i=1}^n \frac{K_i p}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2}. \quad (8.12)$$

Відповідна структурна схема математичної моделі поздовжнього руху літака з урахуванням аеропружних коливань подана на рис. 8.6.

Передаточна функція (8.12) свідчить про те, що пружні деформації можуть бути враховані шляхом підключення до передаточної функції жорсткого літака паралельних каналів з передаточними функціями, які описують вигинні коливання різних тонів з частотами  $\omega_i$ .

Застосування частотних методів аналізу та синтезу автоматичних систем для структури, що зображена на рис. 8.6, неможливо через наявність паралельного сполучення динамічних ланок.

Тому доцільно перетворити передаточну функцію пружного літака

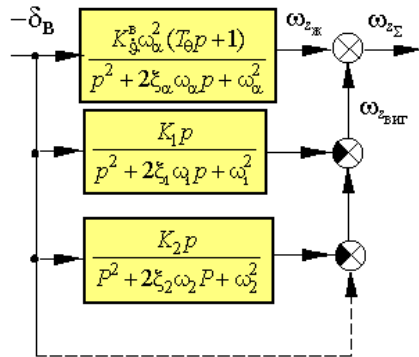


Рис. 8.6

(8.12) в еквівалентне послідовне сполучення динамічних ланок. Для чого позначимо:

$$W_{\omega_{zж}}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} = \frac{R(p)}{Q(p)};$$

$$p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2 = Q_i(p).$$

Тоді передаточну функцію (8.12) можна подати у вигляді

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{R(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p) - PQ(p) \sum_{i=1}^n \frac{K_i}{Q_i(p)} \prod_{j=1}^n Q_j(p)}{Q(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p)}. \quad (8.13)$$

Для зручності аналізу стійкості та якості процесів управління за допомогою ЛАЧХ перетворимо передаточну функцію (8.13). Для цього розкладемо чисельник на множники та згрупуємо члени з однаковими степенями  $p$ . Тоді передаточна функція літака з кутової швидкості тангажа з урахуванням пружних коливань набуде вигляду:

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (\tilde{T}_\theta p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} \prod_{i=1}^n \tilde{K}_i \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_i \tilde{\omega}_i p + \tilde{\omega}_i^2}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2}, \quad (8.14)$$

де  $\tilde{K}_i = \frac{\omega_i^2}{\tilde{\omega}_i^2}$ .

Коефіцієнти  $\tilde{T}_\theta$ ,  $\tilde{\xi}_i$ ,  $\tilde{\omega}_i$  можуть бути визначені з системи рівнянь, яка отримана в наслідок групування коефіцієнтів з однаковими степенями  $p$  чисельників передаточних функцій (8.13) та (8.14).

Наявність атмосферної турбулентності також стає джерелом аеропружних коливань. Для урахування впливу турбулентності необхідно в правій частині рівняння (8.1), крім сили від руля висоти, врахувати аеродинамічну силу, що створює вертикальний порив вітру.

Збурення кута атаки  $\alpha_w$  вздовж фюзеляжу літака можна вважати постійним, оскільки лінійний масштаб турбулентності значно

перевищує розміри літака. Усереднена сила  $F_i$  у цьому випадку дорівнює:

$$F_i(t) = \alpha_w(t) \int_{-l_k}^{l_n} a(x) \varphi_i(x) dx.$$

Тут  $a(x)$  – коефіцієнт, що визначає аеродинамічні властивості конструкції, а математична модель кутової швидкості пружних коливань не відрізняється від (8.16), тільки роль збуджуючого сигналу відіграє  $\alpha_w$ .

Аналізуючи математичні моделі, у кожному конкретному випадку можна обмежуватись декількома низькими тонами аеропружних коливань, тоді поліноми чисельника та знаменника передаточної функції (8.13) будуть мати скінчений порядок. При цьому порядок знаменника завжди на одиницю більше ніж порядок чисельника. Наприклад, при урахуванні тільки першого тону коливань

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (\tilde{T}_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} \tilde{K}_1 \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_1 \tilde{\omega}_1 p + \tilde{\omega}_1^2}{p^2 + 2\xi_1 \omega_1 p + \omega_1^2},$$

а з урахуванням перших двох тонів аеропружних коливань передаточна функція набуває вигляду

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (\tilde{T}_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} \tilde{K}_1 \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_1 \tilde{\omega}_1 p + \tilde{\omega}_1^2}{p^2 + 2\xi_1 \omega_1 p + \omega_1^2} \tilde{K}_2 \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_2 \tilde{\omega}_2 p + \tilde{\omega}_2^2}{p^2 + 2\xi_2 \omega_2 p + \omega_2^2}. \quad (8.15)$$

На рис. 8.7, а зображені ЛАЧХ і ФЧХ для літака, що описується передаточною функцією (8.15) при таких умовах:

$$K_9^B = 1,5 \text{ c}^{-1}; \quad \omega_\alpha = 5 \text{ c}^{-1}; \quad \xi_\alpha = 0,5; \quad T_0 = 2\text{c};$$

$$K_1 = -10 \text{ c}^{-1}; \quad \omega_1 = 10 \text{ c}^{-1}; \quad \xi_1 = 0,05;$$

$$K_2 = -5 \text{ c}^{-1}; \quad \omega_2 = 20 \text{ c}^{-1}; \quad \xi_2 = 0,02.$$

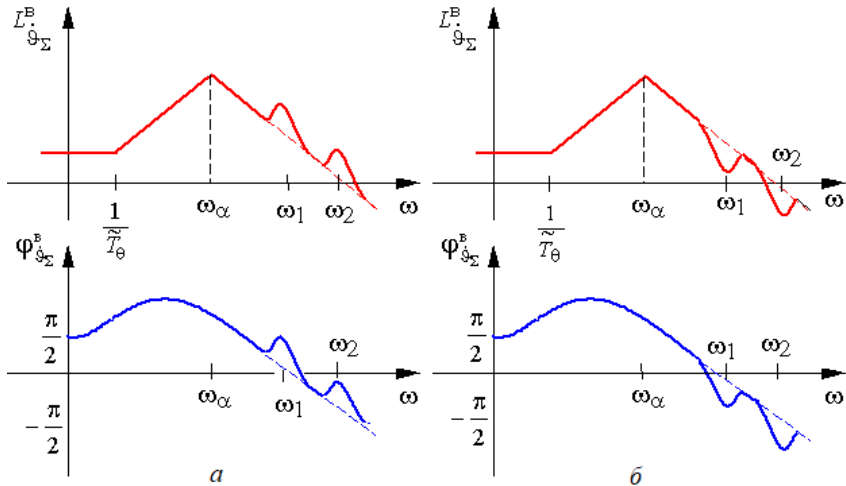


Рис. 8.7

Від'ємний знак при коефіцієнті  $K_1$  свідчить про те, що датчик кутової швидкості розташовується в задній частині фюзеляжу, тобто перед пучністю відносно руля висоти. У цьому випадку:

$$\begin{aligned} \tilde{K}_1 &= 1,101; \quad \tilde{\omega}_1 = 9,53 \text{ c}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_1 = 0,0755; \quad \tilde{T}_\theta = 2,069 \text{ c}; \\ \tilde{K}_2 &= 1,049; \quad \tilde{\omega}_2 = 19,53 \text{ c}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_2 = 0,0249. \end{aligned}$$

Штриховою лінією показані відповідні характеристики жорсткого літака.

Переміщення датчика в передню частину фюзеляжу викликає зміну знаків коефіцієнтів  $K_1$ ,  $K_2$ . Нехай інші параметри пружного літака не змінюються. У цьому випадку:

$$\begin{aligned} \tilde{K}_1 &= 0,896; \quad \tilde{\omega}_1 = 10,57 \text{ c}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_1 = 0,0224; \quad \tilde{T}_\theta = 1,93 \text{ c}; \\ \tilde{K}_2 &= 0,925; \quad \tilde{\omega}_2 = 20,79 \text{ c}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_2 = 0,0249. \end{aligned}$$

На рис. 8.7б зображені ЛАЧХ і ФЧХ для цього варіанту розташування датчика кутової швидкості.

На частотах, що дорівнюють частотам певних тонів пружних коливань, ЛАЧХ має гострі резонансні піки. Це пояснюється тим, що навіть незначні різниці малих декрементів згасання  $\tilde{\xi}_i$  та  $\xi_i$  ланок другого порядку (8.14) на приблизно рівних частотах  $\tilde{\omega}_i$  та  $\omega_i$  викликають значні зміни амплітуди ЛАЧХ в області цих частот. При-

чому у першому випадку кутова швидкість пружних коливань у місці розташування датчика і кутова швидкість жорсткого літака при відхиленні руля висоти мають однакові знаки.

Зміна амплітуди сигналу на частотах, близьких до тонів пружних коливань, при певних фазових співвідношеннях у замкненому контурі автоматичного управління, може призвести до погіршення динамічних характеристик системи і навіть до втрати її стійкості. Тому вплив аероавтопружних коливань на динамічні властивості літака як об'єкта управління необхідно враховувати особливо при синтезі високочастотних контурів автоматичного управління (контурів стійкості та керованості).

### 8.3. Вплив пружних деформацій конструкції на динаміку контурів автоматичного управління. Способи послаблення впливу аероавтопружних коливань

Проблема послаблення впливу аероавтопружних коливань має два аспекти. По-перше, зміна аеродинамічних характеристик літака під дією статичних деформацій конструкції безумовно впливає на роботу контурів автоматичного управління. Але при відповідній самонастройці передаточних чисел у функції параметрів польоту, яка враховує зміни аеродинамічних характеристик під впливом статичних деформацій, цей вплив на якість управління може бути зведений до мінімуму. По-друге, динамічні пружні деформації, спотворюючи покази датчиків, сильно впливають на роботу швидкодіючих контурів управління. У першу чергу це стосується контурів демпфювання, які мають найширшу смугу пропускання.

На рис. 8.8 зображена структурна схема контуру “літак + демпфер тангажа” з урахуванням пружних коливань. Відомо, що амплітуда пружних коливань з ростом тону зменшується. Тому на дина-

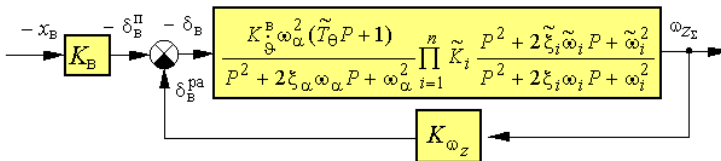


Рис. 8.5

міку контуру управління найсильніше впливає перший тон пружних коливань. На рис. 8.9 зображена функція форми першого тону пруж-

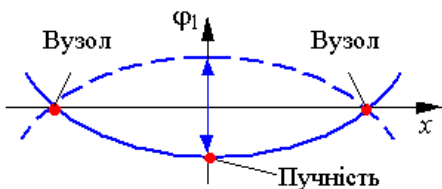


Рис. 8.9

жних коливань фюзеляжу. Характерними точками функції форми є вузли, де  $\varphi_1 = 0$  (точки, які не беруть участі в коливаннях) і пучність – точка з максимальної амплітудою коливань, в

якій виконується умова  $\frac{\partial \varphi_1}{\partial x} = 0$ .

Якщо датчик кутової швидкості розташовується в передній частині фюзеляжу, то сигнали пружних коливань з датчика, надходячи до руля висоти, будуть створювати сили, які збільшують вигинання фюзеляжу. Амплітуда коливань зростає, в контурі виникають незгасаючі аероавтопружні коливання, які можуть досягти рівня небезпечного за умов міцності конструкції. У цьому випадку (див. рис. 8.7, б) на частотах близьких до частот першого тону спостерігаються провали як в амплітудній, так і у фазовій характеристиках. Наявність додаткового відставання за фазою може призвести до втрати стійкості замкненого контуру демпфірування.

До того ж, високочастотні відхилення руля висоти створюють знакозмінні моменти, що призводять до коливань поздовжньої осі з частотою близькою до коливань першого тону, тобто пружні коливання переходять у кутові. До аналогічних наслідків призводить розташування датчика в задній частині фюзеляжу, перед пучністю, але ефект підсилення аеропружних коливань, як правило, не виникає. Поява високочастотних коливань у контурі управління не призводить у цьому випадку до втрати стійкості, оскільки на цих частотах (див. рис. 8.7, а) спостерігається деяке випередження по фазі в порівнянні з жорстким літаком, що практично завжди збільшує запас стійкості.

При наближенні датчика кутової швидкості до пучності вплив аеропружних коливань на динаміку контуру демпфірування зменшується. Отже, якщо розташувати датчик кутової швидкості в пучності першого тону, то він буде здійснювати під впливом згинальних деформацій тільки поступальний рух (див. рис. 8.9), тобто не буде відтворювати сигнали пружних коливань. Таким чином, *перший спосіб* послаблення впливу пружних динамічних коливань на



роботу контуру демпфірування – це встановлення датчика кутової швидкості як можна ближче до пучності першого тону коливань. Однак, зважаючи на то, що координати пучності в польоті змінюються, частіше застосовують *другий спосіб* – встановлення в колі сигналу датчика кутової швидкості смугового фільтра-пробки, який настроений на частоту першого тону пружних коливань. Передаточна функція такого фільтра має вигляд:

$$W_1(p) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_1 p + \omega_1^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_1 p + \omega_1^2}, \text{ де } \xi_1 \ll \xi_2. \quad (8.16)$$

Цей фільтр зменшує сигнал датчика кутової швидкості на частотах близьких до частот першого тону, що підтверджує його частотна характеристика, яка зображена на рис. 8.10. Для побудови залежності  $L_1(\omega)$  були використані реальні ЛАЧХ форсуючої ланки другого порядку та коливальної ланки з урахуванням співвідношення для декрементів згасання (8.16). Зважаючи на непостійність частоти першого тону  $\omega_1$ , настроювання такого фільтра стає достатньо складною задачею.

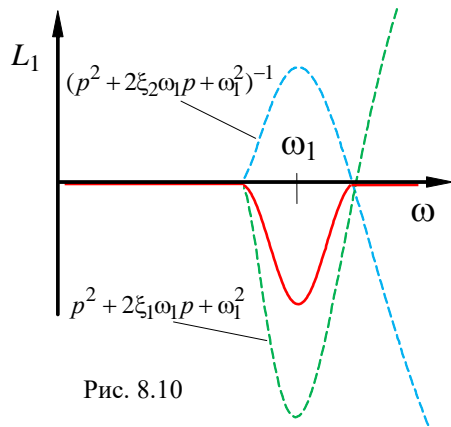


Рис. 8.10

Для усунення впливу старших тонів пружних коливань на контури демпфірування у колі датчика кутової швидкості встановлюють фільтр типу

$$W_2(p) = \frac{1}{T_\phi^2 p^2 + 2\xi_\phi T_\phi p + 1}, \text{ де } \xi_\phi > 0,5,$$

який зрізує сигнали з частотою більше  $1/T_\phi$ . Фільтри пружних коливань вносять запізнення за фазою на робочих частотах сигналу кутової швидкості, що заважає демпфірувати кутові короткоперіодичні рухи. Для усунення цього недоліку в закони управління існуючих САУ додають похідну від сигналу кутової швидкості. Наприклад,

$$\delta_B^{pa} = W_1(p) \cdot W_2(p) [K_{\omega_z} + K_{\dot{\omega}_z} p] \cdot \omega_z.$$

На закінчення зауважимо, що, безумовно, найкращим способом боротьби з наслідками пружних коливань є не послаблення їхнього впливу на контури автоматичного управління, а погашення пружних коливань за допомогою спеціальних контурів автоматики з додатковими швидкодіючими органами управління. Але ці задачі виконують вже інші засоби комплексної корекції динамічних характеристик стійкості та керованості літака, які розглядаються в наступних главах.

### Контрольні питання

1. Перелічить наслідки статичних пружних деформацій. Як можна врахувати їхній вплив в математичній моделі літака?
2. Перелічить наслідки аеропружних коливань.
3. Які існують підходи до отримання динамічних пружних моделей літака?
4. Дати визначення тону коливань та функції форми коливань даного тону. Що таке вузол і пучність, скільки вузлів і пучностей має кожний  $i$ -й тон коливань?
5. Як, використовуючи метод форм, математично описати миттєве відхилення точки з координатою  $x$  у напрямку нормальному по відношенню до жорсткого літака в даний момент часу?
6. Запишіть вирази для кутового відхилення пружної лінії по відношенню до поздовжньої осі жорсткого літака в точці розташування датчика та для додаткової кутової швидкості, що створюється пружними коливаннями.
7. У чому особливості ЛАЧХ, що описується передаточною функцією (8.15), у порівнянні з ЛАЧХ жорсткого літака?
8. Які існують способи послаблення впливу пружних динамічних коливань на роботу контуру демпфірування?

## Глава 9. БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ

За останні роки при проектуванні літаків намагаються з'єднати можливості АСУ з конструкцією літака. Управління набуває для літака таке ж значення, як аеродинамічні та конструктивні особливості планера. Застосування спеціальних систем дозволяє раціонально змінити конструкцію проектувального літака.

Автоматичні системи управління, що побудовані на основі традиційних і нетрадиційних ( з використанням додаткових аеродинамічних поверхонь ) способів управління, можуть взяти на себе багато які функції поліпшення пілотажних характеристик літака. Тому такі системи управління отримали назву багатофункціональні.

Багатофункціональні системи управління (іноді їх називають системами активного управління) можуть вирішувати такі основні задачі:

- комплексну корекцію статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості;
- реалізацію пілотажних обмежень;
- безпосереднє управління аеродинамічними силами;
- парировання впливу вітру та аеропружних коливань.

### **9.1. Комплексна корекція статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості. Автомати поздовжнього та бічного управління**

У попередніх главах були розглянуті елементи автоматичних систем, що поліпшують характеристики стійкості та керованості. Причому кожний засіб автоматизації (демпфери, автомати стійкості, автомати регулювання управління) розглядався окремо, при цьому ставились вимоги – за допомогою конкретного засобу розв'язати окрему задачу стійкості та керованості. Додаткові зміни характеристик стійкості та керованості (позитивні та негативні), що спричиняються цими автоматами, сприймалися як побічний ефект. Ефективно впливати на пілотажні характеристики літака можна тоді, коли вибір параметрів єдиної системи стійкості та керованості здійснюється комплексно, з урахуванням усіх окремих засобів автоматизації ручного управління.

Автомати, що реалізують комплексний підхід до формування характеристик стійкості та керованості, отримали назву – автомати поздовжнього (АПУ) та автомати бічного (АБУ) управління. На рис. 9.1 зображена схема АПУ, що об'єднує АРУ, демпфер й автомат стійкості.

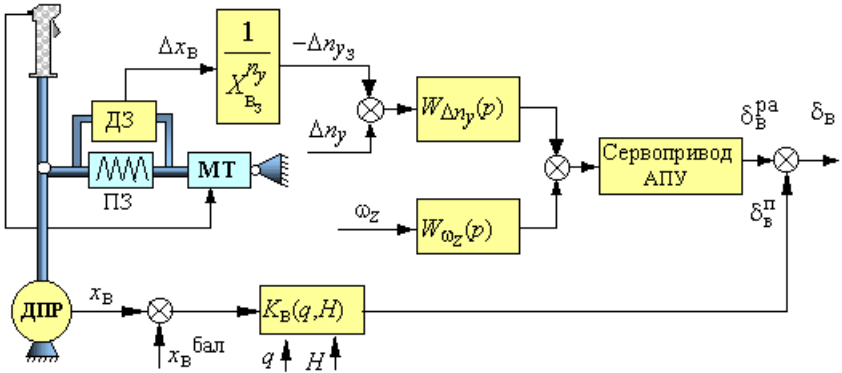


Рис. 9.1

Оскільки сигнали  $\omega_z$  та  $\Delta n_y$  коректують динамічні характеристики поздовжнього руху, то зміни статичних характеристик керованості (відхилення важеля управління для створення потрібного перевантаження декілька збільшується), які спричиняються цими сигналами, слід розглядати як побічний ефект. Якщо цей ефект є небажаним, то його вплив можна зменшити шляхом введення додаткового сигналу про відхилення важеля управління від балансувального положення, наприклад, як це було зроблено для автомата поздовжньої стійкості із законом (7.42). Але на відміну від автомата поздовжньої стійкості АПУ дозволяє коректувати програму АРУ, як окремого засобу. При цьому закон управління статичного АПУ ( $W_{\Delta n_y}(p) = K_{ny}$ ) має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{pa}, \quad (9.1)$$

де 
$$\delta_B^{\Pi} = K_B(q, H)x_B; \quad (9.2)$$

$$\delta_B^{pa} = K_{ny} \left( \Delta n_y + \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}} \right) + W_{\omega_z}(p)\omega_z. \quad (9.3)$$

У рівняннях (9.1)...(9.3)  $\delta_B$ ,  $\delta_B^{\Pi}$ ,  $\delta_B^{pa}$  – повне переміщення руля висоти, переміщення руля від важеля управління та від рульового агрегату;  $W_{\omega_z}(p)$  – коректуючий фільтр у колі датчика кутової швидкості. Наприклад, фільтр аеропружних коливань або ізодромний фільтр, що відтінняє постійну складову  $\omega_z$ ;  $\Delta x_B$  – відхилення важеля управління від балансувального положення.

Сигнал, пропорційний  $\Delta x_B$ , може надходити з датчика деформації пружинного завантажувача – датчика зусиль (ДУ).

Закон управління (9.3) доцільно перетворити в таку форму:

$$\delta_B^{pa} = K_{n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + W_{\omega_z}(p) \omega_z, \quad (9.4)$$

де  $(\Delta n_{y_3} = -\frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}})$  – задане переміщенням важеля управління значення нормального перевантаження, яке визначається градієнтом

$X_{B_3}^{n_y}$  – (заданим градієнтом переміщення важеля з нормального перевантаження).

Закон управління (9.4) ілюструє, як здійснюється стабілізація заданих статичних характеристик керованості за допомогою АПУ. При неточній регульовці в АРУ коефіцієнта передачі механічної проводки системи управління  $K_B(q, H)$  задане важелем управління значення нормального перевантаження не буде відповідати поточному ( $\Delta n_y \neq \Delta n_{y_3}$ ). І тоді рулевий агрегат відповідно цієї різниці додатково відхилить руль висоти, відновлюючи потрібні характеристики керованості.

Використовування такої корекції знижує вимоги щодо функціональної ефективності АРУ як часткового засобу. При відсутності керуючого сигналу АПУ працює як демпфер й автомат стійкості. Причому негативний вплив автомата стійкості на динамічні характеристики (зменшення декремента згасання) повинно бути компенсовано збільшенням сигналу демпфера тангажа. А деяку зміну частоти власних коливань при працюючому демпфері необхідно враховувати при синтезі автомата стійкості. Ще більшою ефективніс-

тю володіє астатичний АПУ ( $W_{\Delta n_y}(p) = K_{n_y} + \frac{K_{\tilde{n}_y}}{p}$ ), що функціонує за законом управління:

$$\delta_B^{pa} = K_{n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + \frac{K_{\tilde{n}_y}}{p} (\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + W_{\omega_z}(p) \omega_z,$$

де  $\Delta n_{y_3} = -\frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}}$ .

Внаслідок того, що в усталеному режимі польоту підінтегральний вираз дорівнює нулю, цей закон забезпечує астатичну стабілізацію заданого градієнта переміщення важеля з нормального перевантаження

$$\Delta n_y = \Delta n_{y_3} = -\frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}}.$$

Враховуючи, що негативний приріст відхилення важеля управління викликає позитивний приріст нормального перевантаження, одержимо:

$$\frac{-\Delta x_B}{\Delta n_y} = X_{B_3}^{n_y} = \text{const}.$$

У цьому випадку зникає необхідність в автоматі регулювання управління.

Крім цього, наявність у законі управління інтеграла від  $\Delta n_y$ , який пропорційний куту нахилу траєкторії, забезпечує балансування літака при зміні швидкості польоту без втручання пілота в управління. Внаслідок чого літак набуває властивості нейтральної стійкості з швидкості (балансувальне положення важеля управління не змінюється при зміні швидкості польоту, оскільки балансувальне відхилення руля висоти забезпечується рулевим агрегатом). Однак для роботи такої схеми балансування, яка працює за принципом відхилення, потрібно виникнення нормального перевантаження. Зменшити цей небажаний ефект можна, використовуючи інформацію про програмне балансувальне відхилення важеля управління  $x_B^{\text{бал}}$ . Функція  $x_B^{\text{бал}}$  у вигляді додаткового сигналу за

жорсткою програмою надходить на вхід АПУ. Неточність у реалізації функції  $x_B^{\text{бал}}$  ліквідується схемою балансування.

При роботі астатичний АПУ потребує значних відхилень органів управління ( $\delta_B^{\text{pa}}$ ), тому, природно, що така система повинна бути, як мінімум, триразово резервованою, а для її реалізації доцільний перехід на електродистанційне управління.

За останні роки особливо гостро стали питання поліпшення пілотажних характеристик літака в бічному русі. Для сучасних і перспективних літаків характерним є підсилення взаємозв'язку рухів з крену та з ристання. Існує декілька причин цього явища: недостатнє демпфірування кутових коливань (особливо при польоті на великих висотах), зменшення шляхової стійкості на значних числах  $M$  та при польоті на великих кутах атаки, погіршення характеристик поперечної керованості, підсилення перехресного впливу елеронів і руля направлення.

Поліпшення пілотажних властивостей літака в бічному русі, так само, як і в поздовжньому, тільки аеродинамічними засобами неможливо. Комплексна корекція статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості літака у бічному русі забезпечується АБУ.

Узагальнена структурна схема такого автомата, що побудований на основі електродистанційного управління, зображена на рис. 9.2.

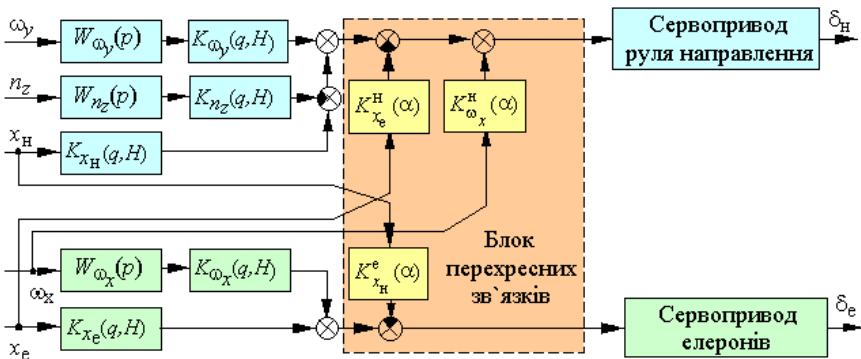


Рис. 9.2

Визначною особливістю АПУ є тісний взаємозв'язок каналів елеронів і руля напрямлення.

У каналі руля напрямлення може бути реалізований такий закон управління:

$$\delta_H = K_{x_H}(q, H)x_H + W_{\omega_y}(p)K_{\omega_y}(q, H)\omega_y - W_{n_z}(p)K_{n_z}(q, H)n_z - K_{x_e}^H(\alpha)x_e + K_{\omega_x}^H(\alpha)\omega_x.$$

Сигнали кутової швидкості  $\omega_y$  та поперечного перевантаження  $n_z$  виконують звичайні для демпфера й автомата стійкості функції.

Фільтр  $W_{n_z}(p)$  у колі сигналу  $n_z$  забезпечує згладжування сигналів з датчика перевантаження, які утримують у собі шуми вібраційного походження та пружних коливань. Якщо до шляхової статичної стійкості пред'являють підвищенні вимоги, то коректуючий фільтр може утримувати у собі інтегрувальні ланки.

Коректуючий фільтр  $W_{\omega_y}(p)$  виконує роль фільтра пружних коливань, наприклад, фільтра аеропругких коливань або ізодромного фільтра, що відтінняє постійну складову  $\omega_y$ .

Сигнал дистанційного управління рулем напрямлення  $x_H$ , що формується датчиком переміщення педалей, повинен враховувати спад ефективності управління через роботу демпфера і автомата стійкості.

Перехресний зв'язок з відхилення важеля управління  $K_{x_e}^H(\alpha)x_e$ , що коректується за кутом атаки, створює випереджаючі (по відношенню до кута ковзання) відхилення руля напрямлення. Справа в тому, що при нахиленні літака з'являється ковзання через кінематичний перехід кута атаки в кут ковзання. В основному це пояснюється інерційністю зміни напрямку вектора швидкості  $\vec{V}$  і найбільш помітно на великих кутах атаки (рис. 9.3).

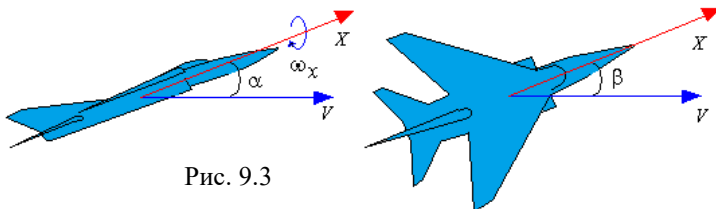


Рис. 9.3



Відхиляючи руль направлення одночасно з відхиленням елеронів (саме так діє пілот при виконанні енергійного маневру в бічній площині), АБУ попереджує появу кута ковзання. При цьому вирішується низка задач. По-перше, підвищується енергійність маневру (руль направлення створює додатковий момент у бік розвороту). По-друге, при нахиленні літака практично не виникає кут ковзання, а це попереджує звалювання літака через несиметричну обтечу крила на великих кутах атаки. І, нарешті, додатковим відхиленням руля направлення у бік розвороту АБУ, компенсуючи кут ковзання, збільшує кутову швидкість рискання  $\omega_y$  і відповідний спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Сумісно з моментом управління  $M_x(\delta_e)$  спіральний момент “підкручує” літак, запобігаючи “зависання” з крену.

Автомат бічного управління крім компенсації ковзання забезпечує демпфірування коливань кута ковзання  $\beta$ ; при цьому необхідно враховувати залежність похідної кута ковзання на великих кутах атаки від кутової швидкості крену  $\omega_x$

$$\dot{\beta} \approx \omega_y \cos \alpha + \omega_x \sin \alpha.$$

Саме цю роль виконує перехресний зв'язок за кутовою швидкістю крену  $\omega_x$  в каналі руля направлення, порція  $K_{\omega_x}^H(\alpha)$  якого враховує синусоїдальну залежність від кута атаки.

У каналі елеронів закон управління має більш просту структуру

$$\delta_e = K_{x_3}(q, H)x_e + W_{\omega_x}(p)K_{\omega_x}(q, H)\omega_x - K_{x_H}^e(q, H)x_H.$$

Сигнал дистанційної передачі від важеля управління до елеронів  $x_e$  повинен враховувати спад ефективності управління при вмиканні демпфера крену (сигнал  $\omega_x$ ). На деяких режимах польоту ефективність поперечного управління знижується і тоді АБУ може підключатись до додаткових аеродинамічних органів поперечного управління (інтерцепторів, флаперонів).

При відхиленні руля направлення крім основного моменту управління  $M_y(\delta_H)$  створюється також момент крену  $M_x(\delta_H)$ , який

нахиляє літак у бік протилежний розвороту. Цьому моменту протидіє момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$  та спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Якщо літак має малий запас поперечної стійкості  $|M_x(\beta)| < |M_x(\delta_n)|$ , то він нахиляється у бік протилежний розвороту. Таким чином, має місце “зворотна” реакція літака з крену на відхилення педалей. Сигналом  $x_n$  в каналі елеронів АБУ примусово нахиляє літак у бік розвороту, ліквідуючи “зворотну” реакцію з крену на відхилення педалей.

Зауважимо, що зображена на рис. 9.2 схема АБУ узагальнена. А деякі літаки, наприклад, володіють хорошою шляховою стійкістю і не потребують штучного підвищення стійкості за рахунок відхилення руля направлення. Більшість літаків володіють “прямою” реакцією з крену на відхилення руля направлення і не потребують коректування цього режиму. Тому структуру АБУ та її параметри необхідно вибирати з урахуванням особливостей динаміки конкретного літака.

## **9.2. Реалізація пілотажних обмежень. Автомати обмеження граничних режимів**

Для сучасних літаків характерна велика кількість різних льотних та експлуатаційних обмежень. Вони вказуються в інструкції пілота й визначають граничні режими польоту. Пілотування на граничних режимах вимагає від пілота підвищеної уваги, оскільки існує небезпека виходу літака на критичні режими польоту. З усіх критичних режимів найскладнішими та небезпечними є режими, що критичні до кута атаки: звалювання та штопор.

Звалювання – це несавільний рух літака, що виникає внаслідок розвитку зриву потоку з крила на білякритичних кутах атаки ( $\alpha = \alpha_{зв}$ ).

Для звалювання характерне істотне погіршення (іноді повна втрата) керованості літака. Звалювання неможна парировати без зменшення кута атаки. Розвиток процесу, як правило, призводить до штопора літака. Виведення зі штопора є складною, а для деяких літаків, практично невиконаною задачею.

Вихід літака на режим звалювання в основному відбувається внаслідок помилок пілотування на великих кутах атаки, коли спостерігається істотне погіршення стійкості та керованості літака. Тому необхідно застосовувати заходи, які виключають вихід літака на ці режими.

В основному застосовують такі заходи:

1. Сигналізація про перевищення допустимих кутів атаки (кут  $\alpha_{\text{доп}}$  повинен бути на 3...4° менше  $\alpha_{3В}$ ).

Іноді джерелом інформації про вихід літака на  $\alpha_{\text{доп}}$  стає аеродинамічна тряска, яка обумовлюється зривним обтіканням літака на великих кутах атаки. З цієї причини її називають попереджувальною. Але на багатьох літаках така тряска відсутня до самого звалювання. Тому застосовують штучну сигналізацію: звукову, світлову, тактильну (тряска ручки управління, важільно-імпульсна сигналізація зі спеціальним важелем, що вдаряє по пальцях пілота).

2. Сумісне використання автоматів поздовжнього управління, автоматів обмеження граничних режимів й автоматів регулювання завантаження важеля управління з метою утруднення виходу літака на великі кути атаки. Це може бути виконано в декількох варіантах. Наприклад, за рахунок зменшення сигналу від важеля управління ( $x_B$ ) при збільшенні кута атаки з одночасним зростанням сигналу нормального перевантаження (збільшення штучної поздовжньої статичної стійкості) (рис. 9.4). При цьому значно збільшується витрата важеля управління на великих кутах атаки, а це збільшення обмежується двоградієнтним завантажувачем.

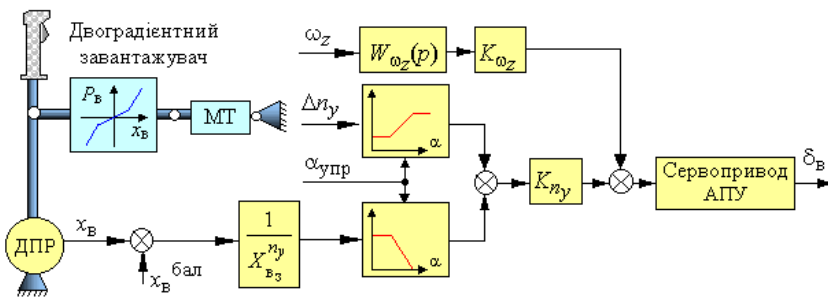


Рис. 9.4

У будь-якому випадку, коли використовують сигнал кута атаки, необхідно вводити випередження, оскільки важливий не тільки поточний кут атаки, але й своєчасний прогноз його зміни. Для цього використовують інформацію про швидкість зміни кута атаки, формуючи її за сигналом датчика кутової швидкості

$$\dot{\alpha} = \frac{T_{\theta} p}{T_{\theta} p + 1} \omega_z,$$

або шляхом диференціювання сигналу датчика кута атаки. Тоді в автоматах обмеження використовують сигнал

$$\alpha_{упр} = \alpha + \frac{T_{\theta} p}{T_{\theta} p + 1} \omega_z.$$

Інший варіант передбачає використання додаткового завантажувача, в якому упор з переміщення важеля управління змінюється залежно від кута атаки. Реалізація цього варіанту зображена на рис. 9.5.

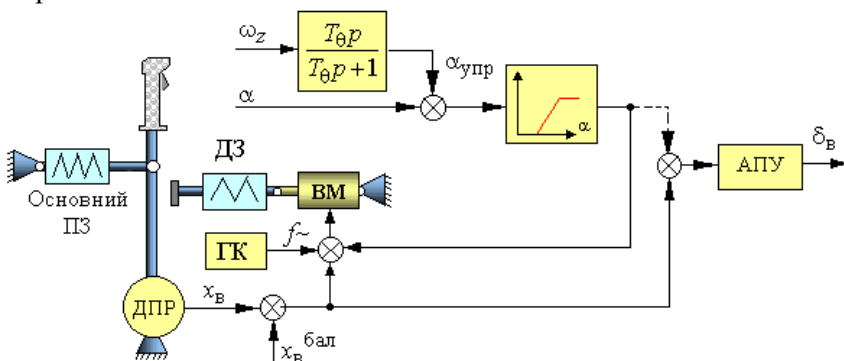


Рис. 9.5

В основу роботи схеми покладена система стеження, яка в нормальних умовах польоту переміщує додатковий завантажувач ДЗ за сигналом датчика положення ручки ДПР услід за важелем управління, не торкаючись його, тобто ДЗ відстежує положення важеля управління.

При збільшенні кута атаки зазор між штовхачем додаткового завантажувача ДЗ і важелем управління зменшується, а після виходу за допустимий кут атаки штовхач завантажувача входить у контакт з важелем управління, різко збільшуючи його навантаження або переміщуючи важіль управління на зменшення кута атаки. Якщо на виконавчий механізм ВМ додаткового завантажувача ДЗ

подати сигнал ( $f_{\sim}$ ) з генератора коливань  $GK$ , то при виході літака на обмеження пілот буде відчувати вібрацію важеля управління.

У цьому варіанті пілот, прикладаючи максимальні зусилля до важеля управління, у змозі вивести літак на критичні кути атаки. Для виключення цієї можливості можна передбачити примусове виведення літака в зону докритичних кутів атаки шляхом подачі сигналу автомата обмеження крізь АПУ на руль висоти. На рис. 9.5 цей варіант показаний пунктирною лінією. Можливі також інші схеми розв'язання задачі обмеження кута атаки, які використовують комбінацію наведених варіантів або їх модифікацію.

Загальним недоліком наведених схем є неврахування при формуванні сигналу управління ( $\alpha_{упр}$ ) кута ковзання  $\beta$ . Залежність критичного кута атаки від кута ковзання має складний та неоднозначний характер. Відсутність коректування з кута ковзання призводить до невідповідно високого рівня обмежень, знижує повноту використання маневрених характеристик літака. Допустиме значення кута атаки у високодоскональній системі обмеження граничних режимів доцільно формувати як деяку функцію

$$\alpha_{доп} = f(\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \omega_x, M).$$

Автоматичне обмеження кута атаки є однією з функцій автомата пілотажних обмежень. Окрім цього обмеження існує множина інших обмежень:

- з нормального перевантаження  $n_y$ ;
- з поперечного перевантаження  $n_x$  та кута ковзання  $\beta$ ;
- з числа  $M$  польоту;
- з максимальної приладної швидкості польоту  $V_{пр\ max}$ ;
- з еволютивної швидкості  $V_{ев}$  та інших.

Обмеження з нормального та поперечного перевантаження (з кута ковзання) може бути реалізовано за схемами, що аналогічні обмеженню з кута атаки. Обмеження з числа  $M$  і приладної швидкості, які не потребують від пілота високої швидкодії при прийманні рішення, можуть бути забезпечені засобами сигналізації про наближення до небезпечних режимів польоту, а при автоматичному управлінні повинні реалізовуватись через контури управління швидкістю польоту.

### 9.3. Безпосереднє управління аеродинамічними сигналами

Традиційне управління рухом літака без зміни тяги двигуна передбачає зміну нормального перевантаження  $n_y$  у площині симетрії та зміну її орієнтації у просторі шляхом створення керуючих моментів з тангажа та крену, а також зміну поперечного перевантаження  $n_z$  за рахунок створення моменту рискання. Такий спосіб управління (моментний) має певні недоліки.

Перший і найбільш очевидний – перевантаження при такому управлінні створюється не миттєво, а тільки після створення відповідних приростів кутів атаки, крену та ковзання. Цей процес зв'язаний з переборненням інерції літака. До того ж у літаків нормальної схеми піднімальна сила рульових поверхонь (висоти та напрямлення) створює, так звану, “просадку” – тенденцію до руху у напрямку, що протилежний бажаному, а також підвищує інерційність управління.

На рис. 9.6 красною лінією показаний вплив інерційності на процес управління поздовжнім рухом літака. Вплив інерційності

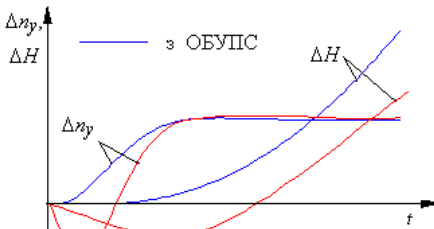


Рис. 9.6

особливо сильно виявляється у важких літаків. Підвищення швидкодії при моментному управлінні може бути досягнуто за рахунок використання безпосереднього управління аеродинамічними силами.

Як органи безпосереднього управління піднімальною силою (ОБУПС) можуть застосовуватися або існуючі органи управління (закрилки, інтерцептори, флаперони, спойлери), або спеціальні (переднє горизонтальне оперення). Органами ОБУПС можуть служити переднє вертикальне оперення, або вертикальні рульові поверхні на крилі.

Для підвищення швидкодії управління поздовжнім рухом літака необхідно за допомогою ОБУПС компенсувати на вихідній фазі управління зміну піднімальної сили від руля висоти, після чого вернути ОБУПС у вихідне положення.

Найбільш просто повернення ОБУПС у вихідне положення можна забезпечити за допомогою ізодромної ланки, яка встановлюється в каналі зв'язку ОБУПС з рулем висоти ( рис. 9.7).

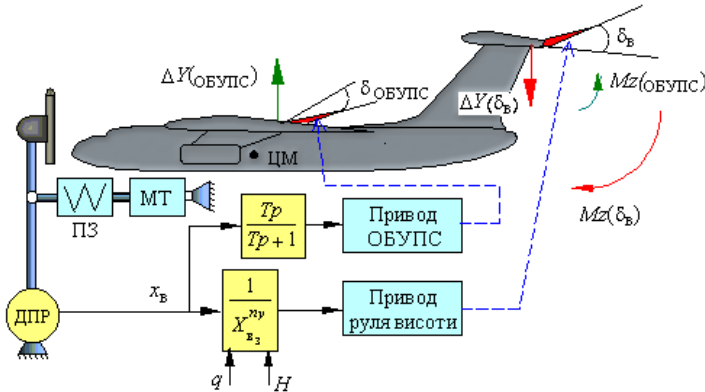


Рис. 9.7

Таким чином, при відхиленні важеля управління ОБУПС відхиляється та створює піднімальну силу  $\Delta Y(\text{ОБУПС}) \geq \Delta Y(\delta_B)$ , компенсуючи зміну піднімальної сили, що виникає при відхиленні руля висоти .

При передньому розташуванні ОБУПС підсилює керуючий момент руля висоти, але при розташуванні ОБУПС поза центром мас необхідно виконання умови

$$M_z(\text{ОБУПС}) \ll M_z(\delta_B).$$

На рис. 9.6 синьою лінією показаний вплив ОБУПС на моментне управління поздовжнім рухом.

Іншим недоліком традиційного управління вважають складний динамічний характер кутових рухів літака при траєкторному управлінні, що в задачах точного управління потребує від пілота високої професійної підготовки. Складність управління полягає в тому, що при моментному управлінні збуджуються практично всі фазові координати руху літака :

- кути атаки та ковзання;
- курс, крен, тангаж;
- висота, швидкість, бічне відхилення.

Тому для задач точного пілотування доцільно розділити управління окремими групами фазових координат. Частково це може бути виконане при звичайному моментному управлінні, але у достатньо повному обсязі таке управління можна реалізувати тільки при безпосередньому управлінні аеродинамічними силами за допомогою ОБУПС та ОБУБС.

У загальному випадку кожний орган управління в поздовжньому русі створює при своєму відхиленні приріст одного моменту  $\Delta M_z$  і двох сил  $\Delta M_z$  та  $\Delta X$ , а у бічному русі – двох моментів  $\Delta M_x$ ,  $\Delta M_y$  й однієї сили  $\Delta Z$ .

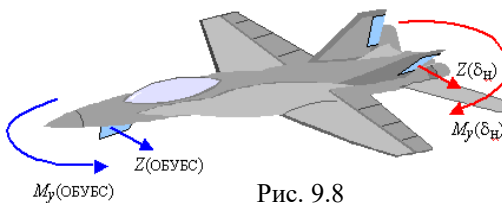


Рис. 9.8

У цьому випадку, наприклад, для безпосереднього управління бічною силою необхідно так координувати управління рулем напрямлення й ОБУБС (рис. 9.8), щоб

їх відхилення створювали бічну силу ( $Z = Z(\text{ОБУБС}) + Z(\delta_H)$ ) практично без зміни моменту ристання ( $M_y(\text{ОБУБС}) + M_y(\delta_H) = 0$ ).

Якщо матриця ефективності органів управління бічним рухом

$$\begin{bmatrix} m_x^{\delta_e} & m_x^{\delta_H} & m_x^{\delta_z} \\ m_y^{\delta_e} & m_y^{\delta_H} & m_y^{\delta_z} \\ c_z^{\delta_e} & c_z^{\delta_H} & c_z^{\delta_z} \end{bmatrix},$$

де  $\delta_z$  – відхилення ОБУБС, не особлива (її визначник не дорівнює нулю), то завжди можна підібрати такі коефіцієнти перехресних зв'язків  $a_{ik}$  сигналів на вході приводів рульових поверхонь

$$\delta_e = \delta_e^{\Pi} + a_{12}\delta_H + a_{13}\delta_z;$$

$$\delta_H = a_{21}\delta_e + \delta_H^{\Pi} + a_{23}\delta_z;$$

$$\delta_z = a_{31}\delta_e + a_{32}\delta_H + \delta_z^{\Pi},$$

що подача окремих командних сигналів від пілота  $\delta_e^{\Pi}$ ,  $\delta_H^{\Pi}$ ,  $\delta_z^{\Pi}$  буде викликати ізольовані моменти та сили відповідно:  $M_x \neq 0$  ( $M_y = Z = 0$ );  $M_y \neq 0$  ( $M_x = Z = 0$ );  $Z \neq 0$  ( $M_x = M_y = 0$ ).



Внаслідок такої процедури, яку називають розв'язкою керуючих впливів, можна в подальшому оперувати діагональною матрицею

$$\begin{bmatrix} m_x^{\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & m_y^{\delta_H} & 0 \\ 0 & 0 & c_z^{\delta_z} \end{bmatrix}.$$

Безпосереднє управління аеродинамічними силами дозволяє реалізувати нові форми руху літака: поступальне переміщення фюзеляжу, поворот фюзеляжу навколо вектора швидкості без зміни кута атаки (ковзання).

Закони узгодженої взаємодії органів управління силою та моментом при виконанні нових форм руху визначаються при синтезі відповідної системи управління.

Закони управління, реалізуючи перехресні зв'язки, повинні компенсувати аеродинамічні сили та моменти, які виникають при збудженні однієї з перелічених форм руху й порушують цю форму.

Структура системи БУБС, що реалізує різні форми бічного руху зображена на рис. 9.9.

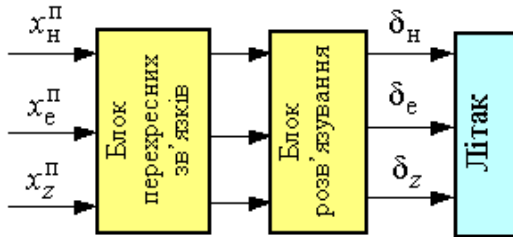


Рис. 9.9

Реалізація БУПС і БУБС у широкій області режимів польоту потребує застосування достатньо складного обчислювача, оскільки коефіцієнти блока розв'язки та параметри перехресних зв'язків змінюються при зміні параметрів польоту. Тому таку систему доцільно реалізувати на цифрових обчислювачах.

Подальшим розвитком ідеї безпосереднього управління аеродинамічними силами є управління адаптивним крилом. За останні роки у зв'язку з розвитком нових конструкційних матеріалів виникає можливість зміни профіля крила вздовж його розмаху. Зміна

профілю крила в польоті залежно від числа  $M$  і кута атаки дозволяє забезпечити максимальну аеродинамічну якість у широкому діапазоні режимів польоту. Профіль крила, який деформується гідроприводом, потребує принципово нової технології літакобудування. Більш засвоєною, але менш досконалою є адаптація за рахунок управління носками, передкрилками та закрилками крила. На рис.

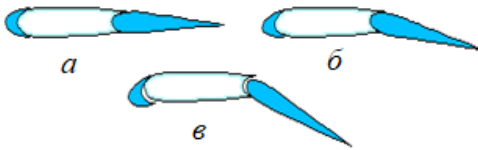


Рис. 9.10

9.10 показано форми профілю крила на різних режимах польоту:

*a* – крейсерський;

*б* – маневрування;

*в* – посадка.

Через високу аеродинамічну якість адаптивне крило дає можливість збільшити кутову швидкість розвороту на 50...60% на середніх висотах і підвищити на 10% економічність польоту на режимі патрулювання.

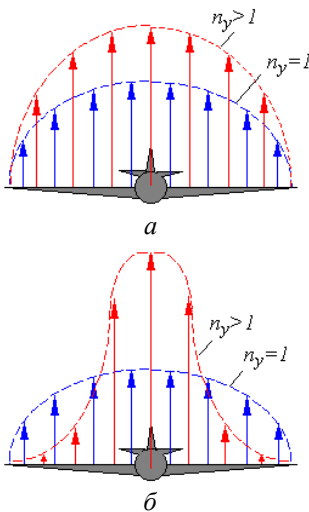


Рис. 9.6

Адаптивне крило (рис.9.11, б) дозволяє при управлінні здійснити перерозподіл піднімальної сили вздовж розмаху крила на відміну від звичайного крила (рис.9.11, а) за рахунок зміщення центра тиску до фюзеляжу. Це досягається за рахунок зменшення відхилення секцій носків і закрилків у міру їх віддалення від фюзеляжу, що еквівалентно геометричній “крутки” крила. Внаслідок зменшення напруги конструкції крила можна знизити запас міцності та вагу конструкції крила або збільшити його подовження.

Для реалізації управління органами механізації крила на маневрі можна використовувати інформацію або про відхилення важеля управління, або про приріст кута атаки (нормального перевантаження).

У цьому випадку при відхиленні важеля управління в бік позитивного приросту перевантаження, або вже при появі перевантаження органи механізації крила створюють негативний приріст піднімаль-

ної сили на кінцях крила та додаткову піднімальну силу в кореневій частині крила.

Органи механізації не заважають рулю висоти, якщо сумарна піднімальна сила крила при їх відхиленні не змінюється. Для виключення “просадки” сумарна піднімальна сила крила на вихідній фазі маневру може бути збільшена, наприклад, за схемою, показаною на рис.9.7.

Зміна профілю крила у залежності від режиму польоту здійснюється шляхом відхилення органів механізації крила на певні кути при досягненні певних умов польоту, наприклад, числа  $M$  або при вмиканні певних режимів, наприклад, режиму “Посадка”.

#### **9.4. Парирування впливу вітру та погашення аеропружних коливань**

Пориви вітру та безперервна турбулентність атмосфери, викликаючи пружні деформації конструкції, створюють додаткові шкідливі перевантаження. Міцність конструкції повинна обиратись з урахуванням поривів вітру, а призначений ресурс конструкції має враховувати вплив дрібномасштабної турбулентності, яка створює додаткову витрату ресурсу. Оскільки вітрові збурення за своєю природою випадкові, то виникає проблема обґрунтування необхідної міцності конструкції та темпів витрати її ресурсу. Відмітимо, що підвищення міцності конструкції збільшує вагу літака, але не забезпечує необхідного рівня безпеки польоту, оскільки існує неконтрольований (підвищений) темп витрати конструкції внаслідок дрібномасштабної турбулентності. Крім того, аеропружні коливання літака підвищують рівень випадкових перевантажень і створюють дисконформні умови роботи екіпажу.

Можливі різні способи зниження впливу вітру на літак: зміна динамічних властивостей літака як твердого тіла, компенсація виникаючих перевантажень за рахунок відхилення органів безпосереднього управління аеродинамічними силами та демпфірування пружних коливань конструкції. Як приклад реалізації першого способу може служити демпфер тангажа, який зменшує дисперсію кутової швидкості та перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері.

Більш ефективний спосіб – це створення спеціальних контурів зниження навантаження на крило. Структура таких контурів не має принципових відмін від системи зниження маневрених переванта-

жень. Спрощена схема зниження навантажень на крило від впливу вітру зображена на рис. 9.12.

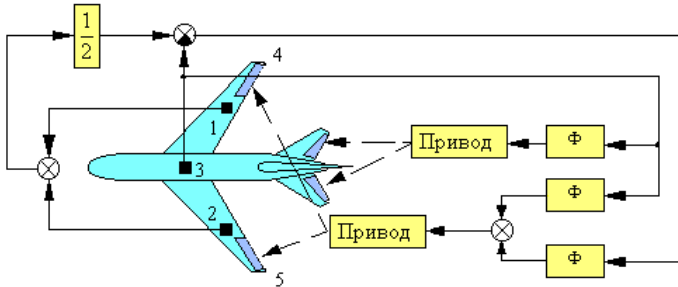


Рис. 9.12

Якщо при зниженні маневрених навантажень на крило за вхідний сигнал у системі використовується інформація про відхилення штурвалу пілотом, то при зниженні дискретних вітрових збурень, що діють на крило, використовують інформацію акселерометра 3 – датчика перевантаження, який встановлюється в центрі мас літака. За органи управління в даній схемі використовують елерони 4, 5, які відхиляються симетрично. Дія дискретних вітрових збурень фіксується акселерометром 3, за сигналом якого органи управління, відхиляючись, розвантажують крило від вигинаючих моментів, перерозподіляючи тиск вздовж розмаху крила (див. рис. 9.11,б) з одночасним зменшенням нормального перевантаження. Синхронно з відхиленням елеронів відхиляється руль висоти, послабляючи вплив симетричних елеронів на кутовий рух літака. Коректуючі фільтри  $\Phi$  (рис. 9.12) у каналах управління забезпечують координоване відхилення рульових поверхонь.

Ця сама схема може використовуватися для демпфірування пружних коливань крила. Датчиком інформації про коливання стають акселерометри 1, 2, які встановлюються у точках прикладання керуючої сили, тобто поблизу від елеронів. Таке розташування датчиків перевантаження дозволяє виключити вплив фактора форми власних коливань. Сили, що створюють органи управління, повинні бути пропорційні швидкості коливань крила і спрямовані у бік їх зниження. Формування сигналу, що пропорційний швидкості місцевих коливань конструкції, можна отримати шляхом інтегрування сигналу акселерометра ( ця сама інформація може бути отримана від датчиків кутової швидкості, які встановлюють у вузлах відповідних

тонів пружних коливань). Поряд з інформацією про пружні коливання сигнал акселерометра містить складову перевантаження, яка зв'язана з рухом центра мас літака. Для відокремлення цієї складової використовують інформацію акселерометра  $Z$ , що встановлений в центрі мас, віднімаючи його покази з показів акселерометрів, які встановлюються на крилі.

Для успішного виконання функцій парирування аеропружних коливань необхідно, щоб привод органів управління мав високу швидкодію та велику смугу пропускання.

### **Контрольні питання**

1. Запишіть можливі варіанти законів управління АПУ, сформулюйте призначення складових законів управління.

2. Запишіть узагальнений закон управління АБУ, сформулюйте призначення складових закону управління?

3. Які застосовують заходи, що виключають вихід літака на граничні режими польоту?

4. За яким принципом працює схема обмеження, що зображена на рис. 9.5?

5. Перелічіть основні недоліки традиційного моментного управління.

6. Які органи управління літака можна застосовувати для реалізації безпосереднього управління аеродинамічними силами?

7. Як, використовуючи ОБУПС, можна усунути недоліки традиційного моментного управління?

8. Які умови необхідно виконати для реалізації безпосереднього управління бічним рухом без зміни кутового положення літака?

9. Що таке адаптивне крило і які його переваги у порівнянні зі звичайним, як можна реалізувати ідею адаптивного крила, використовуючи існуючі органи механізації крила?

10. Опишіть роботу схеми, що зображена на рис. 9.10, при парируванні дискретних вітрових збурень і при демпфіруванні пружних коливань крила. Яку функцію в цієї схемі виконує руль висоти?

### Розділ III. КОНТУРИ АВТОМАТИЧНОГО ТА АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ КУТОВИМ РУХОМ І РУХОМ ЦЕНТРА МАС

Контури автоматичного управління будуються на основі контурів стійкості та керованості, тобто є зовнішніми по відношенню до цих контурів. У цьому розділі викладаються принципи побудови контурів автоматичного управління кутовим рухом: креном, тангажем і рисканням, а також принципи побудови контурів автоматичного управління рухом центра мас: висотою польоту, бічним рухом і швидкістю польоту. Основна увага приділяється процесам, що відбуваються в контурах автоматичного управління, а також основам аналізу статичних і динамічних характеристик контурів управління.

#### Глава 10. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ КУТОМ КРЕНУ

##### 10.1. Автопілоти крену. Процеси, що відбуваються в контурах автоматичного управління кутом крену

Канали автоматичного управління кутовим рухом літака традиційно називають автопілотами. Автопілоти крену забезпечують управління і стабілізацію кута крену літака через органи управління кутом крену. Ці органи управління створюють управляючі моменти відносно повздовжньої осі, змінюючи кут крену літака. До таких органів управління відносяться елерони, інтерцептори, диференціальний стабілізатор тощо. Як вимірник поточного кута крену може використовуватися датчик авіагоризонту (АГД), а як вимірник кутової швидкості – датчик кутової швидкості типу ДУС.

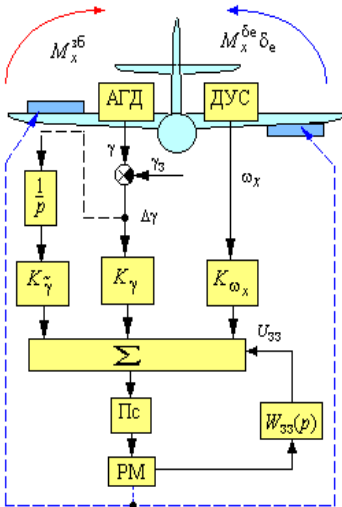


Рис.10.1

Структура автопілота крену зображена на рис. 10.1. Сигнали вимірників з певними коефіцієнтами

підсумовуються, підсилюються та подаються на рульову машину РМ, яка відхиляє елерони (рульова машина, як і рульовий агрегат, це одна із загальноновизнаних назв виконавчих пристроїв автопілотів). Передаточна функція сервопривода (рульова машина з підсилювачем, що охоплені від'ємним зворотним зв'язком) багато в чому визначає динаміку контура управління.

Проаналізуємо фізику процесів, що відбуваються в контурах автоматичного управління кутом крену, при різних законах управління. Розглянемо роботу автопілота з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі при реалізації найбільш спрощеного закону управління – управління за відхиленням поточного кута крену  $\gamma$  від заданого  $\gamma_3$

$$\delta_e = K_\gamma \Delta\gamma,$$

де  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3$ ;  $K_\gamma$  – передаточне число з кута крену.

При відхиленні літака від заданого кута крену виникає сигнал  $\Delta\gamma$ , який надходить на рульову машину. Рульова машина починає відхиляти елерони, при цьому виникає аеродинамічний момент  $M_x^{\delta_e} \delta_e$ , спрямований на зменшення різниці  $\Delta\gamma$ . Відхилення вихідної ланки рульової машини спричиняє виникнення сигналу жорсткого від'ємного зворотного зв'язку, який діє назустріч сигналу  $\Delta\gamma$ . Коли на вході сервопривода ці сигнали один одного компенсують, відхилення елеронів припиняться. У подальшому роботу сервопривода будемо вважати безінерційною, оскільки процес відпрацювання управляючого сигналу  $\Delta\gamma$  сервоприводом відбувається з високою швидкістю.

Під впливом моменту відхилених елеронів  $M_x^{\delta_e} \delta_e$  літак починає повертатись до заданого кута крену, при цьому сигнал  $\Delta\gamma$  починає зменшуватись, прагнучи до нуля, а сигнал зворотного зв'язку повертає елерони до нейтрального положення. При  $\Delta\gamma = 0$  елерони будуть знаходитись у нейтральному положенні, але літак по інерції пройде задане значення, з'явиться сигнал  $\Delta\gamma$  іншого знаку і елерони відхиляться в інший бік, паруючи це відхилення. Після припинення такого коливального руху літак повернеться до

вихідного положення. На рис. 10.2. показані графіки перехідних

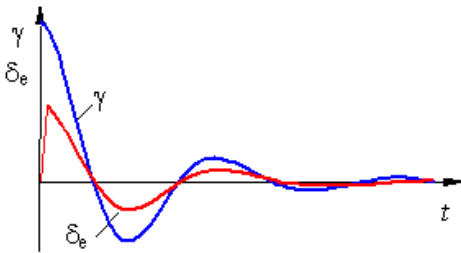


Рис.10.2

процесів  $\Delta\delta_e(t)$  і  $\Delta\gamma(t)$  при реалізації даного закону управління.

Для демпфірування коливань перехідного процесу і надання системі стійкості в закон управління вводять сигнал похідної від кута крену  $p\gamma$  або ідентичний йому

сигнал кутової швидкості  $\omega_x$ . Закони управління при цьому будуть мати вигляд:

$$\delta_e = K_\gamma \Delta\gamma + K_{\dot{\gamma}} p\gamma \quad \text{або} \quad \delta_e = K_\gamma \Delta\gamma + K_{\omega_x} \omega_x.$$

При дії на літак імпульсного збурення  $M_x^{зб}$ , яке викликає обертання літака відносно осі  $OX$  і зміну кута крену, елерони під впливом обох сигналів закону управління первісно відхиляються більш різко і на більшу величину, парируючи дію збурення (рис.10.3). Тобто амплітуда відхилення літака від заданого кута

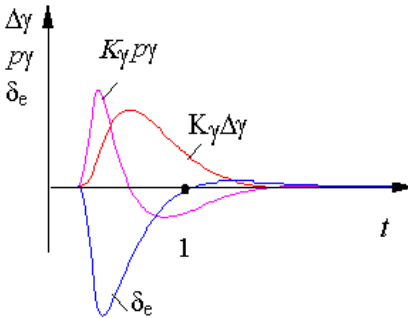


Рис.10.3

крену при введенні в закон управління сигналу  $p\gamma$  буде меншою.

З іншого боку, вже в точці 1 сигнал  $K_{\dot{\gamma}} p\gamma$  компенсує сигнал  $K_\gamma \Delta\gamma$ , тобто сумарний сигнал вимірників на вході підсилювача  $Ps$  (див.рис.10.1) буде дорівнювати нулю і елерони під впливом сигналу зворотного зв'язку повернуться до нейтрального положення.

У подальшому сигнал  $K_{\dot{\gamma}} p\gamma$  починає перевищувати за модулем сигнал  $K_\gamma \Delta\gamma$ , а через те, що він вже має протилежний сигналу  $\Delta\gamma$  знак, то елерони відхиляться в інший бік, гальмуючи підхід літака до заданого кута крену, тобто сигнал  $p\gamma$  здійснює дем-



пфіруючий вплив на перехідний процес. В усталеному режимі цей сигнал дорівнює нулю і вплив на контур управління не здійснює.

Збільшення передаточного числа  $K_\gamma$  або зменшення передаточного числа  $K_{\dot{\gamma}}$  змінює умову перекладки елеронів у протилежний бік для гальмування підходу літака до заданого кута крену. Тобто літак почне зменшувати кутову швидкість підходу до заданого значення кута крену при меншому значенні  $\Delta\gamma$  і по інерції може перейти задане значення кута крену, при цьому перерегулювання і коливальність перехідного процесу збільшується. Обернені зміни передаточних чисел зволікають перехідний процес. На рис. 10.4 зображені графіки перехідних процесів  $\Delta\gamma(t)$  при зміні передаточних чисел  $K_\gamma$  і  $K_{\dot{\gamma}}$ .

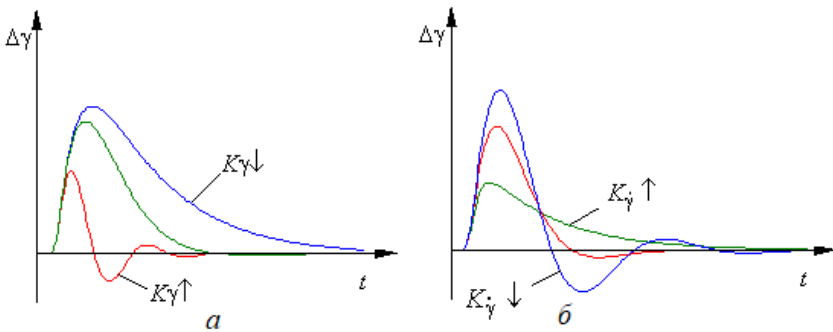


Рис. 10.4

Щоб компенсувати дію постійного збурюючого моменту, необхідно постійним відхиленням елеронів створити протидіючий момент  $M_x^{\delta_e} \delta_e$ . Але тоді в усталеному режимі з датчика зворотного зв'язку рульової машини надходить певний сигнал, а оскільки у стаціонарному режимі елерони не повинні більш пересуватися, то сумарний сигнал на вході сервопривода має дорівнювати нулю, тобто сигнал зворотного зв'язку повинен бути компенсований сигналом вимірника кута крену (сигнал кутової швидкості крену наприкінці перехідного процесу дорівнює нулю). Це означає, що в усталеному режимі кут крену не буде дорівнювати заданому, тобто  $\Delta\gamma_{уст} \neq 0$ .

Величину статичної помилки  $\Delta\gamma_{уст}$  можна визначити з рівняння моментів в усталеному режимі:

$$M_x^{\delta_e} \delta_e = M_x^{зб},$$

де в усталеному режимі  $\delta_e = K_\gamma \Delta\gamma_{уст}$ .

Тоді

$$\Delta\gamma_{уст} = -\frac{M_x^{зб}}{M_x^{\delta_e} K_\gamma}.$$

Враховуючи вплив  $K_\gamma$  на коливальність перехідного процесу, (див.10.4, а) можна побудувати графіки перехідних процесів реакції літака з крену на постійне збурення  $M_x^{зб}$  для різних значень передаточного числа  $K_\gamma$  (рис.10.5).

Як вже відмічалось, демпфіруючий сигнал  $K_\gamma p\gamma$  в усталеному режимі дорівнює нулю,

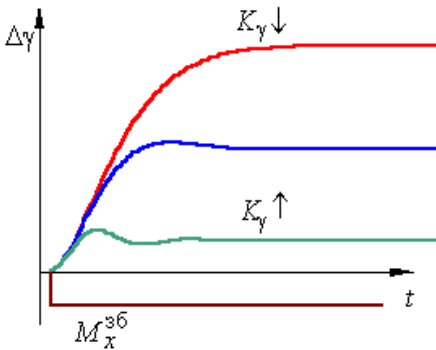


Рис.10.5

тому на статичні характеристики контура не впливає. З урахуванням впливу  $K_\gamma$  на коливальність перехідного процесу (див. рис.10.4,б) на рис.10.6 зображені графіки перехідних процесів  $\Delta\gamma(t)$  при дії на літак постійного збурення  $M_x^{зб}$

Даний контур управління не має статичної помилки при відпрацюванні постійного заданого значення кута крену. Якщо сигнал управління  $\gamma_3$  заданий східчастою функцією, то зміна параметрів руху літака буде відбуватися так, як це показано на рис.10.7.

Сигнал  $\gamma_3$  надходить до сервопривода (див. рис.10.1), який відхиляє елерони, створюючи момент  $M_x^{\delta_e} \delta_e$ . Сигнал жорсткого зворотного зв'язку з рульової машини компенсує управляючий

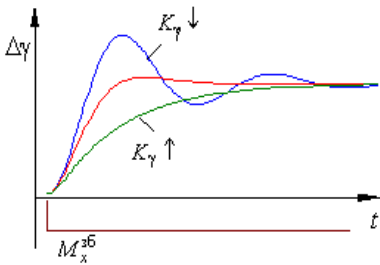


Рис.10.6

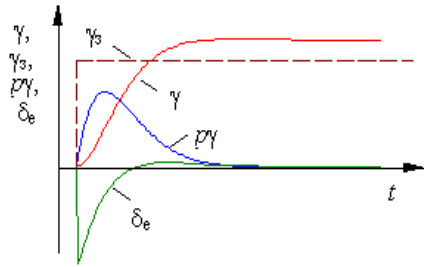


Рис.10.7

сигнал, тому елерони відхиляються на певний кут, пропорційний  $\gamma - \gamma_3$ . Під впливом створеного моменту літак почне кренитись, при цьому управляючий сигнал  $\gamma - \gamma_3$  починає зменшуватись, сигнал зворотного зв'язку стає більше цієї різниці, за рахунок чого елерони повертаються у вихідне положення. В усталеному режимі  $\gamma - \gamma_3$  дорівнює нулю, а сигнал зворотного зв'язку поверне елерони у вихідне положення.

Наявність у законі управління демпфіруючого сигналу  $p\gamma$  або  $\omega_x$  зменшує кутову швидкість нахилення літака, тобто демпфіруючий сигнал, усуваючи перерегулювання і коливальність перехідного процесу, у той же час зволікає вихід літака на нове значення кута крену.

Проаналізуємо роботу автопілота крену, який парире постійне збурення  $M_x^{зб}$ , при введенні в закон управління інтеграла від  $\Delta\gamma$ . На рис.10.1 цей канал зображений штриховою лінією.

При наявності помилки стабілізації  $\Delta\gamma$  сигнал інтеграла від цієї помилки, що надходить на сервопривод елеронів, буде зростати. Елерони додатково відхиляться, збільшуючи момент, що компенсує зовнішні збурення, при цьому почнуть зменшуватись статична помилка та швидкість зростання інтеграла від цієї помилки, а як наслідок швидкість відхилення елеронів. У певний момент відхилення елеронів припиниться, а подальше зменшення управляючих сигналів приведе до зменшення відхилення елеронів за рахунок сигналу зворотного зв'язку.

В усталеному режимі момент від відхилених елеронів буде дорівнювати збурюючого моменту. Сигнал датчика зворотного зв'язку рульової машини при цьому буде компенсуватись сигналом інтегрувальної ланки, а оскільки сигнал з інтегрувальної ланки в усталеному режимі не змінюється, то це означає, що сигнал помилки стабілізації  $\Delta\gamma$ , який надходить на вхід інтегратора дорівнює нулю.

На рис.10.8 зображені графіки перехідних процесів у контурах управління без інтеграла в законі управління і при його наявності. З графіків видно, що в усталеному режимі елерони, для компенсації одного й того ж постійно діючого збурення  $M_x^{36}$ , відхиляються на один і той самий кут, але у другому випадку (рис. 10.8, б) сигнал інтеграла підміняє позиційний сигнал, який компенсує у першому випадку (рис. 10.8, а) сигнал зворотного зв'язку від відхилених елеронів, а сам позиційний сигнал при наявності інтеграла наближається до нуля.

На рис. 10.8, б також видно, що складова закону управління  $p\gamma$  діє в протифазі з інтегральною складовою. Тобто сигнал пропорційний інтегралу зменшує демпфіруючий вплив сигналу  $p\gamma$  і таким чином погіршує стійкість контура управління.

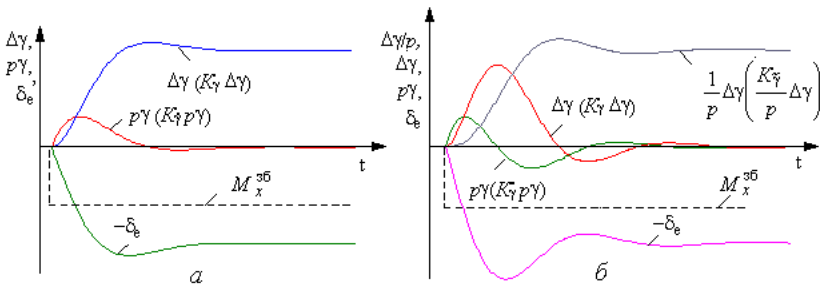


Рис. 10.8

Автопілоти з інтегралом від позиційного сигналу в законі управління відносяться до астатичних автопілотів, оскільки забезпечують астатичну стабілізацію заданого параметра польоту при дії постійних збурень. До астатичних відносяться також автопілоти з гнучким та ізодромним зворотним зв'язком. Контури з гнучким

зворотним зв'язком мають погіршену динамічну стійкість і використовуються в сучасних САУ тільки при відпрацюванні низькочастотного спектру вхідних сигналів, наприклад, у контурах управління швидкістю польоту. Більш широке розповсюдження в сучасних САУ знайшли контури управління з ізодромним зворотним зв'язком.

Проаналізуємо роботу автопілота крену з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, який реалізує закон управління у вигляді

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma \quad (10.1)$$

При дії на літак постійного збурюючого моменту він починає кренитися, при цьому сигнали  $(\gamma - \gamma_3)$  і  $p\gamma$  подаються на рульову машину (див. рис. 10.1), яка відхиляє елерони для повернення літака у вихідне положення.

На початку, коли сигнал управління інтенсивно змінюється і, відповідно, енергійно відхиляються елерони, сигнал зворотного зв'язку  $U_{зз}$ , практично не спотворюючись, проходить через ізодромну ланку  $(W_{зз}(p) = K_{зз} \frac{T_i p}{T_i p + 1})$ , наприклад, через блок конденсато-

рів, і на підсумуючому пристрої компенсує управляючий сигнал. Тобто зворотний зв'язок працює як жорсткий, і елерони, відхиляючись пропорційно керуючому сигналу, компенсують зовнішні збурення, забезпечуючи статичну стабілізацію заданого кута крену. Графіки перехідних процесів у контурі управління зображені на рис. 10.9. Для спрощення ілюстрації при побудові графіків не враховується порція демпфіруючого сигналу в загальному сигналі управління, тобто за управляючий сигнал приймається тільки сигнал  $(\gamma - \gamma_3)$ .

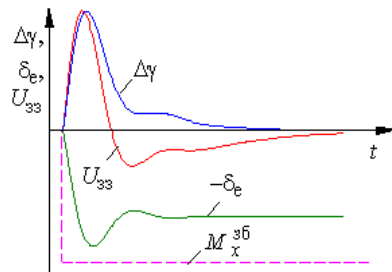


Рис.10.9

У міру припинення інтенсивної зміни кута крену елерони наближаються до балансувального положення і сигнал з датчика зво-

ротного зв'язку припиняє змінюватися. При цьому сигнал на виході ізодромної ланки  $U_{зз}$  починає онулюватися (сигнал зворотного зв'язку в міру зарядження конденсаторів зменшується), сигнал управління перевищує сигнал зворотного зв'язку, і елерони, додатково відхиляючись, створюють момент, який спрямований на ліквідацію помилки стабілізації, тобто і сигнал управління, і сигнал зворотного зв'язку на вході підсумовуючого пристрою синхронно зменшуються. В усталеному режимі обидва сигнали дорівнюють нулю, а елерони залишаються в положенні, при якому компенсується зовнішній збурюючий момент.

При збільшенні сталої часу ізодромної ланки онулення сигналу зворотного зв'язку на вході підсумовуючого пристрою буде проходити повільніше і перехідний процес затягуватись. При зменшенні сталої часу контур за своїми характеристиками наближається до контура з гнучким зворотним зв'язком, але без введення демпфіруючого сигналу, тобто стає суттєво нестійким. Графіки перехідних процесів у контурі управління при різних значеннях сталої часу ізодромної ланки зображені на рис. 10.10.

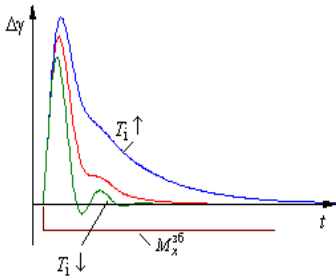


Рис.10.10

Стала часу ізодромного зворотного зв'язку повинна не спотворювати пропорційність між відхиленням елеронів і управляючими сигналами в перехідних режимах, тобто має бути більше сталої часу руху літака з крену. Тоді при дії імпульсного збурення

автопілот крену з ізодромним зворотним зв'язком практично поводить себе як статичний автопілот крену з жорстким зворотним зв'язком. Наприкінці перехідного процесу сигнал зворотного зв'язку з рульової машини дорівнює нулю й ізодромна ланка не працює.

## 10.2. Аналіз статичних і динамічних характеристик контурів управління кутом крену

Оцінимо динаміку контурів управління кутом крену, використовуючи методи теорії автоматичного управління, для чого

розглянемо задачу управління кутом крену в спрощеній постановці, обмежившись моделлю ізольованого руху крену.

Структурна схема контура управління кутом крену зображена на рис.10.11. На схемі виділена структура математичної моделі літака як об'єкта управління, а також внутрішній контур – контур демпфірування, який описується передаточною функцією  $W_{\dot{\gamma}}^e(p)$ .

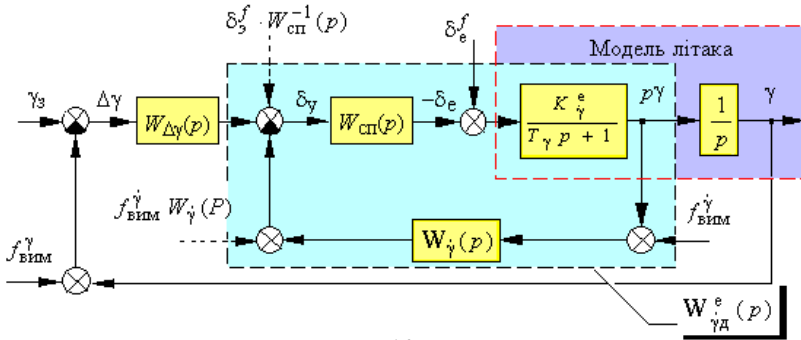


Рис.10.11

Передаточна функція  $W_{СП}(p)$  описує перетворення управляючого сигналу  $\delta_{\gamma}$  сервоприводом без додаткового підсилення (коефіцієнт підсилення сервопривода враховується в передаточних числах автопілота). Передаточні функції  $W_{\Delta\gamma}(p)$  і  $W_{\dot{\gamma}}(p)$  відповідають послідовним коректувальним пристроям у колах сигналів  $\Delta\gamma$  і  $p\gamma$ .

Вплив параметрів руху літака з ризику на рух з крену за рахунок дії моменту поперечної статичної стійкості  $M_x^{\beta}\beta$ , спірального моменту  $M_x^{\omega_y}\omega_y$  і перехресного моменту руля напрямлення  $M_x^{\delta_H}\delta_H$  необхідно розглядати як збурення  $\delta_e^f$ , що зведені до органа управління креном. Аналогічно враховуються і збурюючі моменти  $M_x^{\delta}$ , які кренять літак. Наприклад, скидання вантажу з під одного півкрила. Завади, що пов'язані з похибками вимірювання параметрів польоту (кута крену і кутової швидкості), відображаються на схемі як збурення  $f_{ВИМ}^{\dot{\gamma}}$ ,  $f_{ВИМ}^{\gamma}$ . Штриховою лінією

(рис. 10.11) показані ті ж збурення, але зведені до входу внутрішнього контура. Проаналізуємо динаміку різних контурів управління кутом крену.

### 10.2.1. Автопілот крену з жорстким зворотним зв'язком

Для автопілоту крену з жорстким зворотним зв'язком (АП<sub>γ</sub>ЖЗЗ), що реалізує закон управління у вигляді

$$\delta_e = K_\gamma \Delta\gamma + K_{\dot{\gamma}} p\gamma,$$

де  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3$ , передаточна функція  $W_{\Delta\gamma}(p)$  відповідає суто пропорційній ланці

$$W_{\Delta\gamma}(p) = K_\gamma.$$

Для автопілотів з жорстким зворотним зв'язком передаточна функція сервоприводу  $W_{сп}(p) \approx 1$ , а внутрішній контур – контур демпфірування – описується передаточною функцією

$$W_{\dot{\gamma}д}^e(p) = \frac{W_{\dot{\gamma}}^e(p)}{1 + W_{\dot{\gamma}}^e(p)W_{\dot{\gamma}}(p)} = \frac{K_{\dot{\gamma}д}^e}{T_{\dot{\gamma}д}p + 1}, \quad (10.2)$$

$$\text{де } W_{\dot{\gamma}}^e(p) = \frac{K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\dot{\gamma}}p + 1}; \quad K_{\dot{\gamma}д}^e = K_{\dot{\gamma}}^e(1 + K_{\dot{\gamma}}K_{\dot{\gamma}}^e)^{-1};$$

$$W_{\dot{\gamma}}(p) = K_{\dot{\gamma}}; \quad T_{\dot{\gamma}д} = T_{\dot{\gamma}}(1 + K_{\dot{\gamma}}K_{\dot{\gamma}}^e)^{-1}.$$

Передаточна функція розімкнутого контура  $W_\gamma(p)$  має вигляд:

$$W_\gamma(p) = W_{\Delta\gamma}(p)W_{\dot{\gamma}д}^e(p) \frac{1}{p} = \frac{K_{пс}}{p(T_{\dot{\gamma}д}p + 1)},$$

$$\text{де } K_{пс} = K_\gamma K_{\dot{\gamma}}^e.$$

Оцінювати якість процесу управління будемо з використанням ЛАЧХ розімкненої системи. Особливості аналізу контурів управління методом ЛАЧХ наведені в дод. 3.



На рис.10.12 зображені асимптотичні ЛАЧХ  $L_\gamma$ , які відповідають передаточній функції  $W_\gamma(p)$ , але при різних значеннях передаточних чисел  $K_\gamma$ ,  $K_{\dot{\gamma}}$ .

При збільшенні  $K_\gamma$  ( $K_\gamma \uparrow$ ) збільшується коефіцієнт підсилення  $K_{пс}$  ( $K_{пс} \uparrow$ ). Як видно з рис. 10.12, при цьому частота зрізу  $\omega_{зр}$  збільшується ( $\omega_{зр} \uparrow$ ) і наближається до частоти спряження з високочастою ділянкою ЛАЧХ ( $\omega_{зр} \rightarrow \omega_{с.в} = \frac{1}{T_{\gamma д}}$ ), що

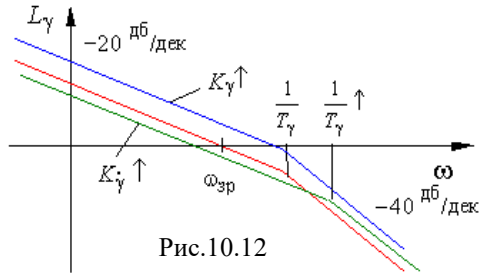
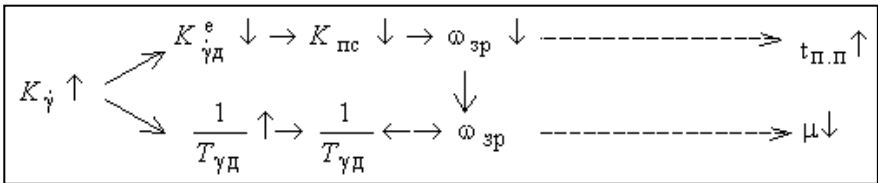


Рис.10.12

має нахил  $-40$  дБ/дек, тому перехідні процеси в контурі управління з аперіодичних перетворюються в коливальні, коливальність  $\mu$  у контурі управління збільшується з частотами  $f \approx \omega_{св}$  ( $\mu \uparrow$  для частот  $f \approx \omega_{св}$ ). Оскільки  $\omega_{зр}$  збільшується, то тривалість перехідного процесу відпрацювання вхідного сигналу  $\gamma_3$  зменшується ( $t_{п.п} \downarrow$ ), однак зменшення часу перехідного процесу відбувається тільки до виникнення сильної коливальності, тобто ( $t_{п.п} \downarrow$  до  $\mu \uparrow \uparrow$ ).

При збільшенні  $K_{\dot{\gamma}}$  зменшуються коефіцієнти  $K_{\dot{\gamma} д}^e$  та  $T_{\dot{\gamma} д}$  (див. співвідношення (10.2)). Використовуючи вищенаведену символіку, запишемо, як впливає збільшення  $K_{\dot{\gamma}}$  на якість перехідного процесу:



Аналогічні висновки були отримані при розгляданні процесів, які протікають у контурі управління креном (див. підрозд. 10.1).

Для оцінки статичних властивостей системи можна використовувати структурну схему. Особливості аналізу статичних властивостей системи за її структурною схемою наведені в дод. 2. Зокрема, *система є астатичною по відношенню до відповідного збурення, якщо вона містить у колі зворотного зв'язку* (коло від виходу системи, за яким оцінюють характеристики точності, до точки прикладання збурення, при цьому збурення, що діють усередині внутрішнього контура повинні бути зведені до входу внутрішнього контура) *інтегрувальні ланки, що не охоплені місцевим зворотним зв'язком*. При цьому кількість інтегрувальних ланок визначає порядок астатизму системи по відношенню до відповідного збурення. Із структурної схеми видно, що система володіє астатизмом першого порядку для помилки  $\Delta\gamma$  за управляючою дією  $\gamma_3$ , але є статичною при стабілізації  $\Delta\gamma$  по відношенню до збурень  $\delta_e^f$ ,  $f_{\text{вим}}^\gamma$ ,  $f_{\text{вим}}^{\dot{\gamma}}$ .

Для кількісної оцінки статичної помилки необхідно знати передаточну функцію замкненого контура за параметром, що оцінюється, відносно точки прикладання збурення. При дії збурення  $\delta_e^f [W_{\text{сп}}(p)]^{-1}$  передаточна функція замкненого контура по параметру  $\Delta\gamma$  має вигляд:

$$\Phi_{\Delta\gamma}^e(p) = \frac{W_{\dot{\gamma}_d}^e(p) \frac{1}{p}}{1 + W_{\gamma}(p)} = \frac{K_{\dot{\gamma}_d}^e}{T_{\dot{\gamma}_d} p^2 + p + K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}_d}^e}.$$

Цієї передаточної функції відповідає коефіцієнт статизму

$$\chi_{\gamma}^e = \Phi_{\Delta\gamma}^e(0) = \frac{1}{K_{\gamma}}.$$

В усталеному режимі статична помилка має вигляд:

$$\Delta\gamma_f^e = \chi_{\gamma}^e \cdot \delta_e^f = \frac{\delta_e^f}{K_{\gamma}}.$$

Тут враховано, що  $W_{\text{сп}}(p)=1$ .

Використовуючи правило перетворення структурних схем, перенесемо збурення  $f_{\text{вим}}^{\dot{\gamma}}$  до входу внутрішнього контура

(див.рис.10.11). У цій точці збурення, що пов'язане з похибкою вимірювання кутової швидкості, діє як  $f_{\text{ВІМ}}^{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}$ , тому в усталеному режимі статична помилка визначається у вигляді:

$$\Delta \gamma_f^{\dot{\gamma}} = \chi_{\dot{\gamma}}^e f_{\text{ВІМ}}^{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}} = \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\dot{\gamma}}} f_{\text{ВІМ}}^{\dot{\gamma}}.$$

Якщо враховувати, що  $K_{\dot{\gamma}}$  має значення в межах  $0,5 \dots 1$ , а  $K_{\dot{\gamma}}$  – у межах  $0,2 \dots 0,4 \text{ с}^{-1}$ , то відхід нуля датчика кутової швидкості на  $1^\circ/\text{с}$  спричиняє статичну помилку в  $0,4^\circ$ . Статичну помилку, що пов'язана з похибками вимірювання кута крену  $f_{\text{ВІМ}}^{\gamma}$ , можна визначити із співвідношення

$$\Delta \gamma_f^{\gamma} = \Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(0) \cdot f_{\text{ВІМ}}^{\gamma}.$$

З урахуванням співвідношення (10.2)

$$\Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(p) = \frac{W_{\gamma}(p)}{1 + W_{\gamma}(p)} = \frac{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^e T_{\dot{\gamma}}^{-1}}{p^2 + a_1 p + a_0},$$

де  $a_1 = (1 + K_{\dot{\gamma}}^e K_{\dot{\gamma}}) T_{\dot{\gamma}}^{-1}$ ;  $a_0 = K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^e T_{\dot{\gamma}}^{-1}$ .

Або

$$\Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(p) = \frac{1}{\frac{1}{\omega_{\text{ж}}^2} p^2 + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1}, \quad (10.3)$$

де  $\omega_{\text{ж}}^2 = a_0$ ;  $2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} = \frac{a_1}{a_0}$ .

З даних співвідношень виходить, що помилка стабілізації в цьому випадку цілком визначається похибками вимірювання кута крену.

Основним недоліком розглянутого закону управління є наявність статичної помилки при дії зовнішніх збурень.

Для забезпечення астатизму в контурі управління в закон управління автопілота крену з жорстким зворотним зв'язком вводять інтеграл

$$\delta_e = \left(K_\gamma + \frac{K_{\tilde{\gamma}}}{p}\right)\Delta\gamma + K_{\dot{\gamma}}p\gamma.$$

Для такого закону управління передаточна функція  $W_{\Delta\gamma}(p)$  у структурній схемі (див.рис.10.11) набуває вигляду:

$$W_{\Delta\gamma}(p) = K_\gamma + \frac{K_{\tilde{\gamma}}}{p} = \frac{K_{\tilde{\gamma}}}{p} \left( \frac{K_\gamma}{K_{\tilde{\gamma}}} p + 1 \right). \quad (10.4)$$

Передаточна функція розімкненого контура перетворюється до вигляду:

$$W_\gamma(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{K_\gamma}{K_{\tilde{\gamma}}} p + 1 \right)}{p^2 (T_{\gamma\text{д}} p + 1)},$$

де  $K_{\text{пс}} = K_{\tilde{\gamma}} \cdot K_{\dot{\gamma}}^e$ .

Структурний аналіз контура управління (див.рис.10.11) при  $W_{\Delta\gamma}(p)$ , яка має вигляд (10.4), показує що в системі забезпечується астатизм другого порядку для помилки  $\Delta\gamma$  за управляючим впливом  $\gamma_3$  і астатизм першого порядку при стабілізації  $\gamma$  по відношенню до збурення  $\delta_e^f$  і  $f_{\text{вим}}^{\dot{\gamma}}$ . По відношенню до похибок вимірника кута крену  $f_{\text{вим}}^{\dot{\gamma}}$  система є статичною. Це й очевидно, оскільки неможливо забезпечити точну стабілізацію кута крену, вимірюючи його з помилкою.

Зобразимо асимптотичну ЛАЧХ,

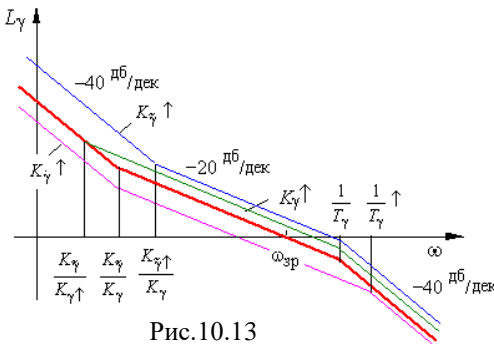


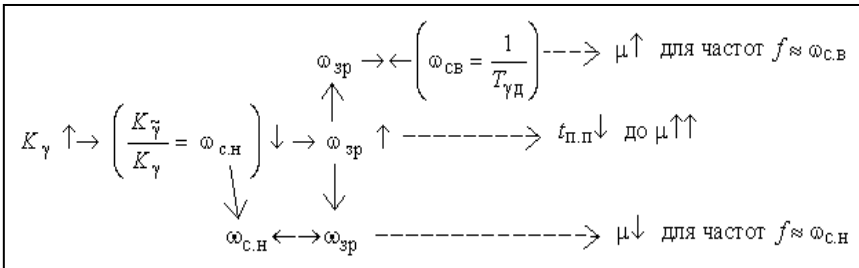
Рис.10.13

яка відповідає передаточній функції  $W_\gamma(p)$ , для різних значень передаточних чисел  $K_\gamma, K_{\tilde{\gamma}}, K_{\dot{\gamma}}$  (рис.10.13). На відміну від ЛАЧХ (рис. 10.12) тут спостерігається низькочастотна ділянка, що має нахил  $-40$  дБ/дек, з частотою спряження

$\omega_{с.н} = \frac{K_{\tilde{\gamma}}}{K_{\gamma}}$ . Використовуючи вже знайому символіку, оцінимо вплив

передаточного числа  $K_{\gamma}$  у законі управління на якість перехідних процесів в контурі.

При збільшенні передаточного числа  $K_{\gamma}$ .



Графіки перехідних процесів у контурі управління при різних значеннях передаточного числа  $K_{\gamma}$  і при дії східчастого збурення зображені на рис.10.14.

Аналізуючи зміни параметрів ЛАЧХ при збільшенні передаточного числа  $K_{\tilde{\gamma}}$  (див.рис.10.13), оцінимо вплив  $K_{\tilde{\gamma}}$  на якість перехідних процесів у контурі управління кутом крену.

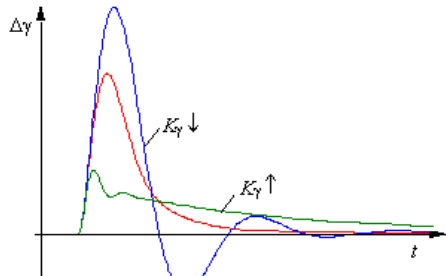
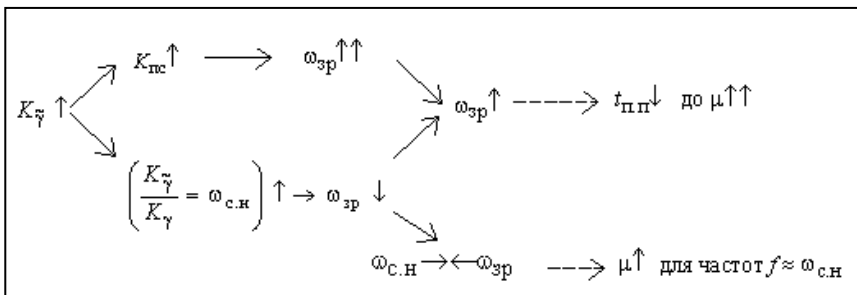


Рис.10.14



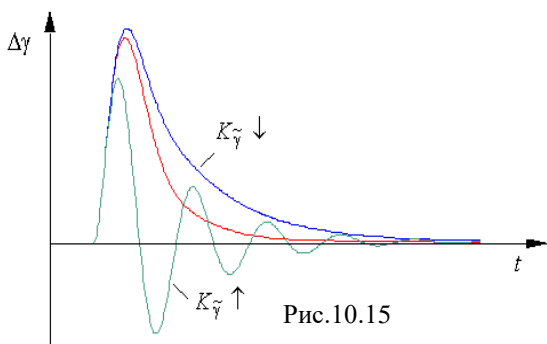


Рис.10.15

Графіки перехідних процесів у контурі управління при різних значеннях передаточного числа  $K_{\gamma}$  і при дії східчастого збурення зображені на рис. 10.15.

Аналізуючи зміни параметрів ЛАЧХ при збільшенні передаточного числа  $K_{\gamma}$  (див.рис.10.13), оцінимо вплив  $K_{\gamma}$  на якість перехідних процесів у контурі управління.

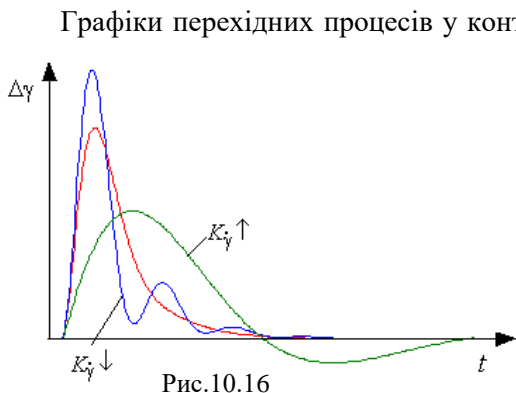
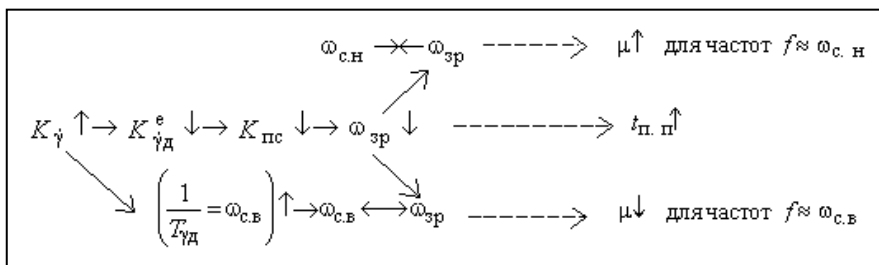


Рис.10.16

Графіки перехідних процесів у контурі управління при різних значеннях передаточного числа  $K_{\gamma}$  і при дії східчастого збурення зображені на рис. 10.16.

Оцінимо стійкість замкненого контура управління.

Передаточна функція замкненого контура управління має вигляд

$$\Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(p) = \frac{W_{\gamma}(p)}{1 + W_{\gamma}(p)} = \frac{K_{\tilde{\gamma}} \cdot K_{\dot{\gamma}D}^e \cdot T_{\dot{\gamma}D}^{-1} \left( \frac{K_{\gamma}}{K_{\tilde{\gamma}}} p + 1 \right)}{p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0},$$

де  $a_0 = \frac{K_{\tilde{\gamma}} K_{\dot{\gamma}D}^e}{T_{\dot{\gamma}D}} = \frac{K_{\tilde{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma}};$

$$a_1 = \frac{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}D}^e}{T_{\dot{\gamma}D}} = \frac{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma}};$$

$$a_2 = \frac{1}{T_{\dot{\gamma}D}} = \frac{1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma}}.$$

Знаменник цієї передаточної функції є характеристичним поліномом системи, тому для оцінки стійкості за критерієм Вишнеградського при додатних коефіцієнтах характеристичного рівняння системи необхідно виконання умов

$$a_1 a_2 > a_0;$$

$$\frac{K_{\gamma} \cdot K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma}^2} (1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e) > \frac{K_{\tilde{\gamma}} \cdot K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma}}.$$

Звідси можна зробити висновок, що збільшення передаточного числа  $K_{\gamma}$ ,  $K_{\dot{\gamma}}$  веде до збільшення запасу стійкості, а збільшення передаточного числа  $K_{\tilde{\gamma}}$  зменшує запас стійкості.

### 10.2.2. Автопілот крену з ізодромним зворотним зв'язком

Астатизм замкненого контура управління по відношенню до зовнішніх збурень, що зведені до органа управління кутом крену, можна забезпечити й за допомогою автопілотів, які не мають інтеграла в законі управління. При охопленні сервопривода гнучким або ізодромним зворотним зв'язком рульовий агрегат зберігає свої

інтегровальні властивості, які й використовуються для забезпечення астатизму в контурі управління.

Перевага таких каналів управління полягає у спрощенні обчислювача, оскільки зникає необхідність у реалізації інтегровальних пристроїв, що особливо в аналогових обчислювачах зустрічає певні труднощі.

В автопілотах крену з ізодромним зворотним зв'язком (АП<sub>γ</sub>ІЗЗ) може використовуватись закон управління (10.1), тобто

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma.$$

Еквівалентний закон управління такого автопілота має вигляд:

$$\delta_e = \frac{K_\gamma}{T_i p} (\gamma - \gamma_3) + K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + \frac{K_{\dot{\gamma}}}{T_i} \gamma + K_{\dot{\gamma}} p \gamma.$$

Еквівалентний закон управління відрізняється від закону управління астатичного АП<sub>γ</sub>ЖЗЗ у позиційними складовими. В АП<sub>γ</sub>ІЗЗ роль позиційної складової виконує сигнал  $K_\gamma (\gamma - \gamma_3)$ , до якого додається складова  $K_{\dot{\gamma}} T_i^{-1} \gamma$ .

Ця відмінність позиційних складових АП<sub>γ</sub>ІЗЗ обумовлює зміни у статичних властивостях контура управління при відпрацюванні  $\gamma_3$ .

На структурній схемі контура управління креном ( див. рис. 10.11) передаточні функції  $W_{сп}(p)$ ,  $W_{\Delta\gamma}(p)$ ,  $W_{\dot{\gamma}}(p)$  для АП<sub>γ</sub>ІЗЗ мають такий вигляд:

$$W_{сп}(p) = \frac{T_i p + 1}{T_i p}; \quad W_{\Delta\gamma}(p) = K_\gamma; \quad W_{\dot{\gamma}}(p) = K_{\dot{\gamma}}. \quad (10.5)$$

Передаточна функція внутрішнього контура

$$W_{\gamma_d}^e(p) = \frac{W_{сп}(p) W_{\dot{\gamma}}^e(p)}{1 + W_{сп}(p) W_{\dot{\gamma}}^e(p) W_{\dot{\gamma}}(p)}$$

для АП<sub>γ</sub>ІЗЗ запишеться у вигляді:



$$W_{\dot{\gamma}д}^e(p) = \frac{K_{\dot{\gamma}}^{-1}(T_i p + 1)}{\frac{1}{\omega_i^2} p^2 + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1}, \quad (10.6)$$

$$\text{де } \omega_i = \sqrt{\frac{K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\dot{\gamma}} T_i}}; \quad \xi_i = \frac{(1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e)}{2 \sqrt{K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e}} \sqrt{\frac{T_i}{T_{\dot{\gamma}}}}.$$

Проведемо оцінку впливу змін передаточних чисел на якість перехідних процесів у контурі з АП<sub>γ</sub>ІЗЗ, використовуючи логарифмічну амплітудно-частотну характеристику розімкнутого контура.

Передаточна функція розімкнутого контура  $W_{\dot{\gamma}}(p)$  для АП<sub>γ</sub>ІЗЗ з урахуванням (10.6) має вигляд:

$$W_{\dot{\gamma}}(p) = \frac{K_{пс}(T_i p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}, \quad (10.7)$$

$$\text{де } K_{пс} = K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^{-1}.$$

На рис. 10.17 зображена асимптотична ЛАЧХ, яка відповідає передаточній функції  $W_{\dot{\gamma}}(p)$  для АП<sub>γ</sub>ІЗЗ. Асимптотична ЛАЧХ перехрещується з віссю частот на ділянці  $-20$  дб/дек, при цьому час перехідного процесу відпрацювання вхідного сигналу визначається частотою зрізу, яка у свою чергу залежить від сталої часу ізодрома  $T_i$ .

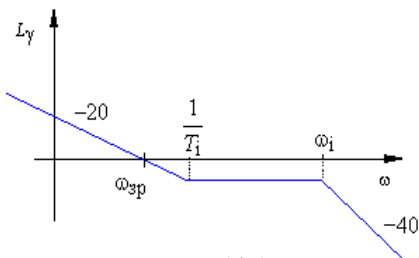


Рис.10.17

Проте реальна ЛАЧХ на ділянці від 0 дб/дек до  $-40$  дб/дек має нахил  $-20$  дб/дек (при  $\xi_i > 0,5$ ), тому збільшуючи коефіцієнт підсилення та зміщуючи частоту зрізу в область високих частот (рис. 10.18), можна збільшити швидкодію в контурі управління без погіршення якості перехідного процесу ( час перехідного процесу

відпрацювання вхідного сигналу у цьому випадку буде визначатися частотою  $\omega_1$ ).

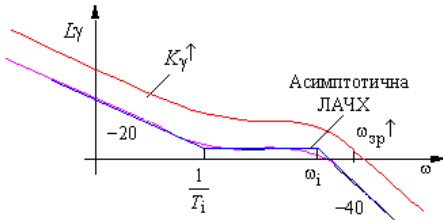


Рис.10.18

Якісні зміни реальної ЛАЧХ при варіаціях передаточного числа  $K_\gamma$  зображені на рис. 10.18. У цієї ЛАЧХ частота зрізу знаходиться в області частоти  $\omega_1$ .

Використовуючи прийняту символіку, оцінимо вплив передаточного числа  $K_\gamma$  на якість перехідних процесів у контурі управління.

$$K_\gamma \uparrow \rightarrow K_{п.с} \uparrow \rightarrow \omega_{зр} \uparrow \text{ ----- } \rightarrow t_{п.п} \downarrow \text{ до } \mu \uparrow \uparrow$$

При збільшенні  $K_\gamma$  нахил реальної ЛАЧХ на частоті зрізу збільшується, що вказує на підсилення коливальності в контурі управління.

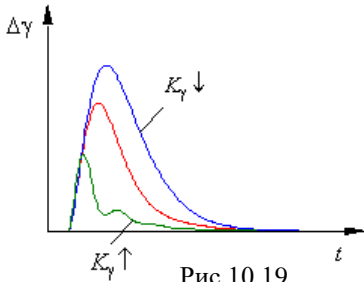


Рис.10.19

Графіки перехідних процесів у контурі управління при різних значеннях передаточного числа  $K_\gamma$  і при дії східчастого збурення зображені на рис. 10.19.

При аналізі впливу передаточного числа  $K_\gamma$  на динаміку контура управління врахуємо, що

зміна передаточного числа  $K_\gamma$  у контурі з АП<sub>γ</sub>ІЗЗ впливає на всі параметри передаточної функції розімкненого контура (див. співвідношення (10.6), (10.7)) за

виключенням сталої часу  $T_1$ . На рис. 10.20 зображені якісні зміни реальної ЛАЧХ при варіаціях передаточного числа  $K_\gamma$ . При цьому враховано (аналізуючи співвідношення

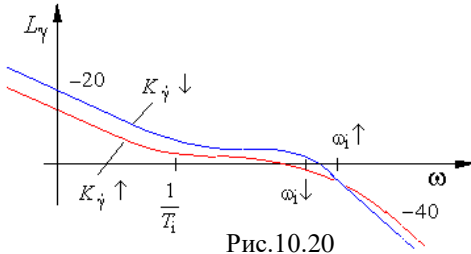
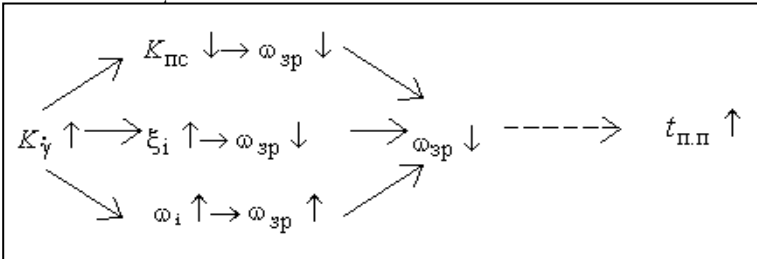


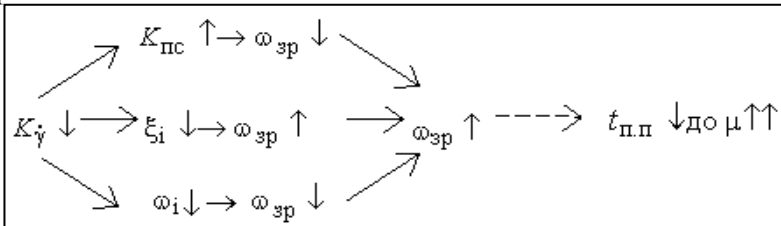
Рис.10.20

(10.6)), що при будь-яких значеннях  $K_{\dot{\gamma}}$  декремент згасання  $\xi_i > 1$  (якщо  $T_i > T_{\gamma}$ ).

Використовуючи прийнятну символіку, оцінимо вплив передаточного числа  $K_{\dot{\gamma}}$  на якість перехідних процесів у контурі управління з АП<sub>γ</sub>ІЗЗ.



При збільшенні  $K_{\dot{\gamma}}$  нахил реальної ЛАЧХ на частоті зрізу зменшується, що свідчить про зменшення коливальності в контурі управління



При зменшенні  $K_{\dot{\gamma}}$  нахил реальної ЛАЧХ на частоті зрізу збільшується, що вказує на підсилення коливальності в контурі управління з частотою ( $f \approx \omega_i$ ).

Графіки перехідних процесів у контурі управління при різних значеннях передаточного числа  $K_{\dot{\gamma}}$  і при дії східчастого збурення зображені на рис. 10.21.

Порівнюючи проведений аналіз у контурах управління з АП<sub>γ</sub>ІЗЗ й зі статичним АП<sub>γ</sub>ЖЗЗ,

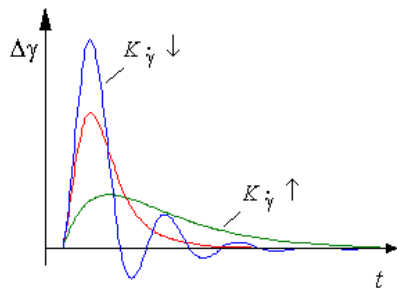


Рис.10.21

можна зробити висновок про аналогічний вплив змін передаточних чисел  $K_\gamma$  і  $K_{\dot{\gamma}}$  на динамічні характеристики цих контурів.

Структурний аналіз контура управління ( див. рис.10.11 з урахуванням співвідношень (10.5), (10.6)) показує, що в системі забезпечується астатизм першого порядку для помилки  $\Delta\gamma$  за управляючим впливом  $\gamma_3$ .

При аналізі статичних якостей контура управління по відношенню до збурення  $\delta_\epsilon^f$  необхідно розглядати це збурення, як зведене до входу внутрішнього контура, тобто діюче через ланку  $W_{сп}^{-1}(p) = \frac{T_i p}{T_i p + 1}$ . В усталеному режимі постійна складова збурення

$\delta_\epsilon^f$  через ланку такого виду не пройде ( на вході внутрішнього контура в усталеному режимі збурення дорівнює нулю), тобто в системі забезпечується астатизм першого порядку для помилки  $\Delta\gamma$  по відношенню до збурення  $\delta_\epsilon^f$ .

Похибки датчика кутової швидкості  $f_{вим}^{\dot{\gamma}}$  та похибки вимірника кута крену  $f_{вим}^{\gamma}$  спричиняють помилку стабілізації кута крену.

Астатизм по відношенню до  $f_{вим}^{\dot{\gamma}}$  можна отримати якщо у коло сигналу кутової швидкості включити ізодромну ланку.

Закон управління у цьому випадку набуває вигляду:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_\epsilon = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x. \quad (10.8)$$

При  $T_i = T_{\omega_x}$  контур буде повністю ідентичний контуру з астатичним АП $_\gamma$ ЖЗЗ, оскільки еквівалентний закон управління має вигляд:

$$\delta_\epsilon = \frac{K_\gamma}{T_i p} (\gamma - \gamma_3) + K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x.$$

А якщо  $T_i > T_{\omega_x}$ , то передаточна функція внутрішнього контура матиме вигляд:

$$W_{\dot{\gamma}d}(P) = \frac{(T_i p + 1)(T_{\omega_x} p + 1)K_{\text{пс}}^*}{p\left(\frac{p^2}{\omega_{i^*}^2} + 2\frac{\xi_{i^*}}{\omega_{i^*}} p + 1\right)},$$

причому  $\omega_{i^*} > \omega_i$ , отже, частота зрізу в цьому контурі ( $\omega_{зр^*} \approx \omega_{i^*}$ ), яка визначає тривалість перехідного процесу, збільшується.

Таким чином, включення ізодромної ланки у коло датчика кутової швидкості, крім забезпечення астатизму по відношенню до  $f_{\text{вим}}^{\dot{\gamma}}$ , підвищує до другого порядку астатизм для помилки  $\Delta\gamma$  за управляючим впливом і збільшує швидкодію контура управління. Остане пояснюється тим, що сталі значення сигналу кутової швидкості не проходить на сервопривод елеронів і не заважає нахиленню літака.

Наприкінці оцінимо стійкість контура управління з АПҮІЗЗ. Передаточна функція замкненого контура управління без фільтра у колі датчика кутової швидкості має вигляд

$$\Phi_{\dot{\gamma}^3}^{\gamma}(p) = \frac{(T_i p + 1)}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}; \quad (10.9)$$

$$\text{де } a_3 = \frac{T_{\dot{\gamma}} T_i}{K_{\dot{\gamma}}^e K_{\dot{\gamma}}}, \quad a_2 = \frac{(1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e) T_i}{K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}}, \quad a_1 = T_i + \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\dot{\gamma}}}.$$

Умова стійкості для замкненого контура управління ( $a_2 a_1 > a_3$ ) має вигляд

$$(1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e) \left( T_i + \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\dot{\gamma}}} \right) > T_{\dot{\gamma}}. \quad (10.10)$$

Із співвідношення (10.10) випливає, що при збільшенні сталої часу ізодрома  $T_{\dot{\gamma}}$  або передаточного числа  $K_{\dot{\gamma}}$  стійкість контура поліпшується, збільшення передаточного числа  $K_{\dot{\gamma}}$  погіршує стійкість контура управління.

У сучасних системах автоматичного управління контур крену служить основою побудови контурів управління траєкторією. Режимми стабілізації кута крену вмикаються короткочасно, причому самостійний режим стабілізації нульового кута крену відсутній, його замінює режим стабілізації заданого курсу.

### Контрольні питання

1. Сформулювати призначення сигналу похідної від кута крену  $p_\gamma$  або ідентичного йому сигналу кутової швидкості  $\omega_x$  в законі управління автопілота крену з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі.

2. Від чого залежить величина статичної помилки  $\Delta\gamma_{уст}$  контура управління кутом крену і які засоби використовуються для забезпечення астатичної стабілізації при впливах зовнішніх збурень?

3. Як впливає стала часу ізодромного зворотного зв'язку на якість на якість перехідних процесів у контурі управління?

4. Запишіть можливі варіанти законів управління автопілотів крену з жорстким та ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

5. Використовуючи структурну схему (рис.10.1), проаналізувати статичні характеристики статичного АП $_\gamma$ ЖЗЗ.

6. Оцінити вплив передаточного числа  $K_\gamma$  у законі управління статичного АП $_\gamma$ ЖЗЗ на якість перехідних процесів

7. Оцінити вплив передаточного числа  $K_\gamma$  у законі управління астатичного АП $_\gamma$ ЖЗЗ на якість перехідних процесів.

8. Використовуючи структурну схему (рис.10.1), проаналізувати статичні характеристики АП $_\gamma$ ІЗЗ із законами управління (10.1) і (10.8).

9. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_\gamma$ ,  $K_{\dot{\gamma}}$  у законі управління (10.1) АП $_\gamma$ ІЗЗ на якість перехідних процесів.

## Глава 11. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ КУТОМ РИСКАННЯ

### 11.1. Способи управління кутом ризику. Процеси, що відбуваються в контурах автоматичного управління кутом ризику

На першому етапі автоматизації управління польотом, коли розв'язувалась задача тільки стабілізації курсового положення літака, а питання автоматичного управління маневром не вирішувалися, для стабілізації кута ризику використовувався руль направлення. Автопілоти, які реалізовували такий спосіб стабілізації кута ризику, звалися автопілотами прямої схеми.

На сучасних літаках автоматичне управління ризику здійснюється через канал елеронів за, так званою, перехресною схемою. Руль направлення використовується для демпфірування коливань літака навколо нормальної осі та для компенсації ковзання. Очевидно, що при точній компенсації ковзання управління ризику здійснюється в режимі координованого розвороту.

Процес розвороту літака за допомогою крену можна пояснити таким чином. При нахилі літака виникає бічна сила  $Z_G^Y$  (рис. 11.1,а), як рівнодіюча двох сил: сили ваги  $G$  і аеродинамічної піднімальної сили  $Y_a$ .

У горизонтальному польоті сила ваги  $G$  зрівноважується піднімальною силою  $Y_{a0}$ . При нахилі літака ця рівновага порушується і рівнодіюча  $Z_G^Y$  починає викривлювати траєкторію польоту в горизонтальній площині з одночасним зниженням літака.

Для відновлення балансу сил у вертикальній площині необхідно збільшити піднімальну силу на  $\Delta Y_a$  за рахунок збільшення кута атаки літака. З умов відновлення рівноваги (див. рис. 11.1, а)

$$(Y_{a0} + \Delta Y_a) \cos \gamma = G \quad \text{або} \quad n_{y_{г.п}} + \Delta n_y = \frac{1}{\cos \gamma},$$

$$\text{де} \quad n_{y_{г.п}} = \frac{Y_{a0}}{G} = 1; \quad \Delta n_y = \frac{\Delta Y_a}{G}$$

можна визначити величину компенсуючого перевантаження

$$\Delta n_y = \frac{1}{\cos \gamma} - 1 = \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}. \quad (11.1)$$

У режимах автоматичного управління для компенсації втрати висоти при нахиленні літака в закон управління рулем висоти вводиться складова, що відповідає співвідношенню (11.1), яка при крені літака відхиляє руль висоти, збільшуючи кут атаки і відповідно піднімальну силу. При цьому відновлюється рівновага сил у вертикальній площині: рівнодіюча сила  $Z_G^Y$  буде суворо горизонтальною і дорівнюватиме проекції збільшеної піднімальної сили на площину горизонту.

Під впливом сили  $Z_G^Y$  здійснюється поворот вектора швидкості в бік півкрила, яке опускається, внаслідок чого виникає кут ковзання  $\beta$  (див. рис. 11.1, б). Виникаючий при цьому момент шляхової стійкості  $M_y(\beta)$

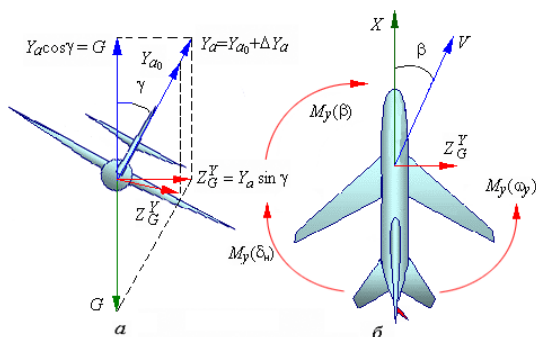


Рис. 11.1

примушує площину симетрії прямувати в слід за вектором повітряної швидкості і, таким чином, змінювати кут ристання. Кут ковзання ліквідується відхиленням руля направлення  $\delta_H$  і в усталеному координатному розвороті момент

від руля направлення  $M_y(\delta_H)$  зрівноважує демпфіруючий момент ристання:

$$M_y(\omega_y) + M_y(\delta_H) = 0.$$

Перевага такого способу управління бічним рухом пояснюється тим, що у плоскому розвороті крен літака дорівнює нулю, а швидкість розвороту визначається можливістю створення поперечного перевантаження, яке обмежується аеродинамічними та фізіологічними факторами. Характер області допустимих перевантажень літака у зв'язаних осях ілюструє рис. 11.2. При координатному розвороті швидкість розвороту задається кутом крену і шля-



хом створення нормального перевантаження  $n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$ , допустиме значення якого у декілька разів перевищує допустиме поперечне перевантаження  $n_z$ .

Крім того, у режимі плоского розвороту літак повинен бути достатньо жорстко стабілізований по куту крену, щоб збурення  $M_x^\beta \beta$ , які виникають при такому управлінні, помітно не впливали на рух рискання. Умовами ефективною стабілізації крену при плоскому розвороті є:

– наявність запасу управляючого моменту

$$M_x^{\delta \epsilon} \delta_{\epsilon \max} > M_x^\beta \beta_{\max};$$

– достатньо висока швидкодія контура крену, що забезпечує ефективне парирування збурень  $M_x^\beta \beta$ , які пов'язані з коливальною складовою руху з рискання.

Автоматичне управління бічним рухом може бути реалізоване і за змішаними схемами, тобто з одночасним використанням каналів елеронів і руля напрямлення. Ефективність горизонтального маневру при цьому підвищується.

Проаналізуємо фізику процесів, що відбуваються в контурах автоматичного управління кутом рискання. Структура автопілота перехресної схеми, який реалізує управління кутом рискання через канал елеронів, зображена на рис. 11.3.

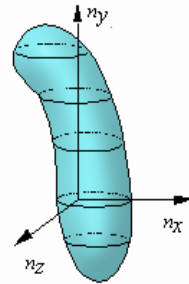


Рис. 11.2

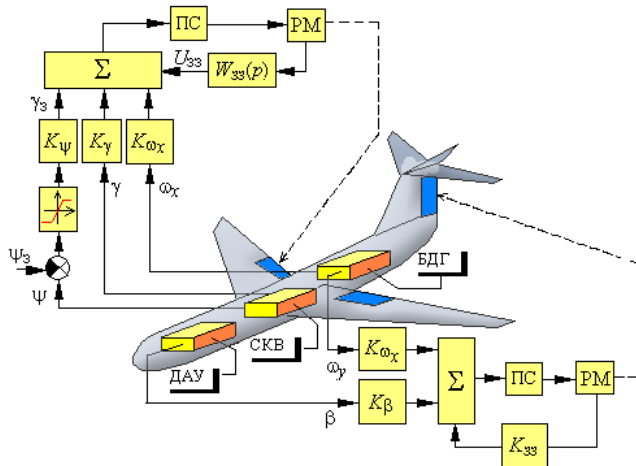


Рис. 11.3

Як вимірник кутових положень літака в такому автопілоті може використовуватись система курсовертикалі СКВ, а як вимірник кутових швидкостей – блок демпфіруючих гіроскопів БДГ. Вимірювання кута ковзання здійснюється флюгерним датчиком аеродинамічних кутів типу ДАУ. Використання курсових систем як датчиків інформації надає право називати канали управління такого типу автопілотами курсу. Суть контура управління при цьому не змінюється, оскільки кут рискання і курс літака відрізняються тільки знаком.

Розглянемо процес автоматичної стабілізації курсу літака крізь канал елеронів з жорстким зворотним зв'язком за інформацією тільки про відхилення поточного курсу ( кута рискання ) від заданого:

$$\delta_{\epsilon} = -K_{\psi} (\psi - \psi_3).$$

Знак мінус у законі управління обумовлюється тим, що позитивне відхилення елеронів викликає негативний крен, який у свою чергу спричиняє позитивне відхилення від заданого кута рискання.

При відході літака від заданого курсу помилка стабілізації  $\Delta\psi = (\psi - \psi_3)$  надходить на рульову машину автопілота, яка відхиляє елерони на кут пропорційний сигналу  $\Delta\psi$ . Літак починає кренитись і розвертатися, ліквідуючи помилку стабілізації. За рахунок жорсткого зворотного зв'язку елерони підуть до нейтралі. При виході літака на заданий курс елерони будуть у нейтральному положенні, припиниться зростання кута крену, але нахилений літак буде продовжувати розвертатися, відходячи від заданого курсу у протилежній бік. Знову з'явиться сигнал  $\Delta\psi$ , але вже іншого знаку, й елерони почнуть відхилятися, створюючи момент для зменшення кута крену. При нульовому крені припиниться зміна кута рискання, а елерони, що відхилені дією сигналу  $\Delta\psi$ , почнуть створювати крен, спрямований на ліквідацію помилки стабілізації, весь процес почне повторюватись. Таким чином, літак буде чинити незгасаючі, а з урахуванням інерційності літака розбіжні коливання з курсу, тобто розглянута система управління є структурно нестійкою.

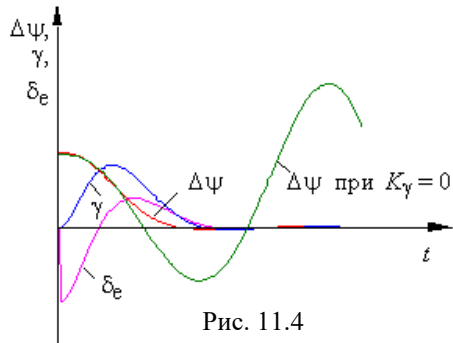
Для усунення структурної нестійкості управляти курсом літака за допомогою елеронів необхідно крізь контур крену, наприклад, за таким законом управління:

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x}\omega_x,$$

де 
$$\gamma_3 = \frac{K_\psi}{K_\gamma}(\psi - \psi_3).$$

Тепер при наявності помилки стабілізації заданого курсу елерони почнуть збільшувати кут крену, сигнал якого з СКВ надходить на суматор сервопривода (див. рис. 11.3). Оскільки цей сигнал протилежний за знаком сигналу  $\Delta\psi$ , то крен буде зростати доки сигнали управління на суматорі не зрівноважаться і сигнал жорсткого зворотного зв'язку не поверне елерони до нейтрального положення. Помилка стабілізації курсу при цьому продовжує зменшуватись. Тут і в подальшому не будемо враховувати роль демпфіруючого сигналу  $K_{\omega_x}\omega_x$ , який забезпечує потрібні динамічні характеристики руху літака з крену.

На рис. 11.4 зображені графіки перехідних процесів у контурі управління курсом. У процесі управління сигнал крену стає більше сигналу  $\Delta\psi$ , який зменшується, і це спричиняє відхилення елеронів у протилежний бік для повернення літака до нульового кута крену. Зменшення крену починає уповільнювати підхід літака до заданого курсу.



Таким чином, сигнал крену, забезпечуючи структурну стійкість даного контура управління, відіграє роль демпфіруючого сигналу для руху літака з курсу.

Розглянемо роботу контуру управління при дії на літак різних збурень. При цьому не будемо враховувати роботу каналу руля направлення.

При дії на літак збурюючого моменту  $M_x^{зб}$  (наприклад, несиметричне скидання вантажу з-під крила) літак почне кренитися,

з'явиться бічна сила  $Z_G^Y$ . Під впливом сили  $Z_G^Y$  здійснюється поворот вектора швидкості в бік півкрила, яке опускається, внаслідок чого виникає кут ковзання і момент шляхової статичної стійкості  $M_y(\beta)$ , який змінює кут riskання.

При працюючому автопілоті сигнали відхилення від нульового крену та заданого курсу будуть мати один знак, тому елерони на початку відхиляться для зменшення кута крену. Після виходу літака на нульовий кут крену робота автопілота протікає як і при ліквідації помилки  $\Delta\psi$ , тобто кут крену змінює свій знак і літак починає повертатись до заданого курсу.

В усталеному режимі, якщо збурення більш не діє, літак повернеться до нульового кута крену та до заданого курсу. Елерони в цьому випадку будуть у нейтралі. Постійно діючий момент  $M_x^{36}$  компенсується моментом відхилених елеронів  $M_x(\delta_e)$ . При цьому сигнал датчика зворотного зв'язку  $U_{33}$  на вході сервопривода, який утримує елерони у відхиленому положенні, повинен бути компенсований іншим сигналом – сигналом помилки стабілізації курсу. Залишкового крену при цьому не буде, оскільки при наявності крену залишається незбалансованою бічна сила  $Z_G^Y$ , під впливом якої літак буде змінювати траєкторію польоту.

Для забезпечення астатичної стабілізації курсу в закон управління вводять інтеграл від помилки  $\Delta\psi$ , наприклад:

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

$$\text{де } \gamma_3 = \frac{1}{K_\gamma} \left( K_\psi + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{p} \right) (\psi - \psi_3).$$

Тоді в усталеному режимі сигнал датчика зворотного зв'язку при відхилених елеронах, які компенсують момент  $M_x^{36}$ , зрівноважується на вході сервопривода сигналом інтеграла. Помилки стабілізації курсу при цьому не буде. Графіки перехідних процесів у контурі при ліквідації збурення  $M_x^{36}$  зображені на рис. 11.5.

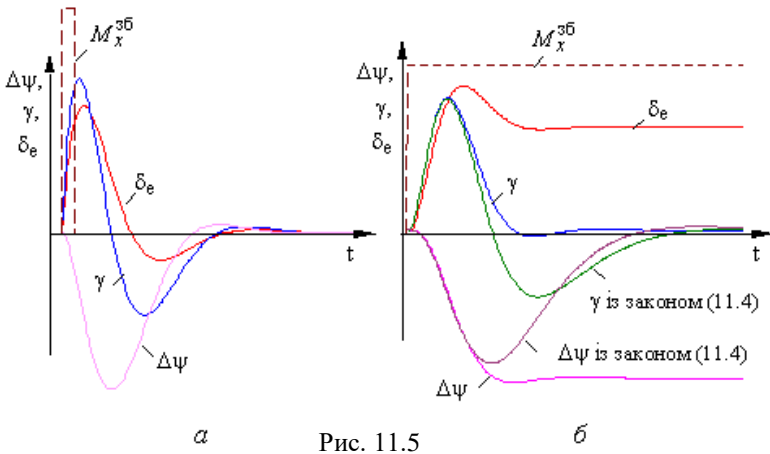


Рис. 11.5

При дії на літак збурюючого моменту  $M_y^{3б}$  (наприклад, відмова двигуна багатомоторного літака) починає змінюватись курс, при цьому вектор швидкості внаслідок своєї інерційності відстає від поздовжньої осі, виникає ковзання літака. Ковзання у свою чергу спричиняє силу  $Z(\beta)$  і моменти шляхової  $M_y(\beta)$  та поперечної  $M_x(\beta)$  статичної стійкості. Причому момент  $M_y(\beta)$  спрямований на компенсацію збурюючого моменту, а момент  $M_x(\beta)$  починає кренити літак у бік розвороту (рис. 11.6).

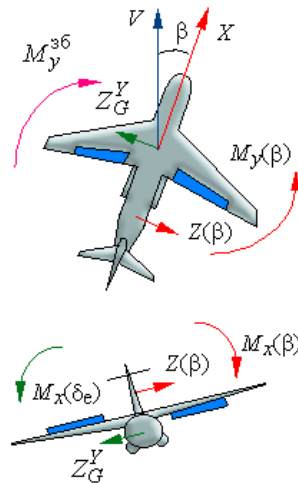
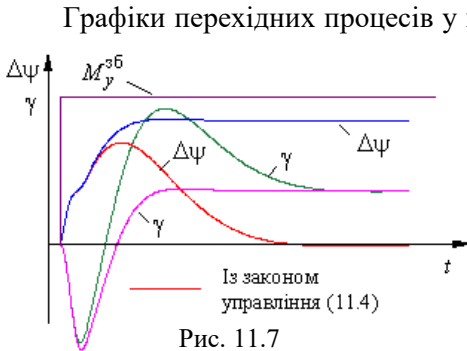


Рис. 11.6

При працюючому автопілоті елери відхиляться для парирування кутових відхилень літака. У подальшому робота контуру протікає як і при ліквідації помилки  $\Delta\psi$ , тобто кут крену змінює свій знак і літак починає повертатись до заданого курсу. Слід відмітити, що у цьому випадку збурений відхід літака з крену тим більше, чим більше поперечна стійкість літака.



В усталеному режимі, якщо збурення більш не діє, літак повернеться до нульового кута крену та до заданого курсу. Елерони в цьому випадку

будуть у нейтралі. Постійно діючий момент  $M_y^{зб}$  в усталеному режимі компенсується моментом шляхової стійкості  $M_y(\beta)$ , але при цьому залишається незрівноваженою сила  $Z(\beta)$  ( див. рис.11.6). Сила  $Z(\beta)$  в усталеному режимі може бути зрівноважена тільки силою  $Z_G^Y$  за рахунок створення залишкового крену.

З іншого боку, сила  $Z(\beta)$  викликає незрівноважений момент  $M_x(\beta)$ , який прагне зменшити залишковий кут крену. Цей момент компенсується відхиленням елеронів, тобто моментом  $M_x(\delta_e)$ .

Таким чином, в усталеному режимі на вхід сервопривода елеронів надходять сигнал зворотного зв'язку ( елерони відхилені ) та сигнал кута крену, які мають один знак, оскільки елерони відхилені для компенсації моменту  $M_x(\beta)$ , що спрямований на зменшення кута крену. Ці сигнали на вході сервопривода компенсуються сигналом помилки стабілізації курсу  $\Delta\psi$ .

В астатичному автопілоті з жорстким зворотним зв'язком (введення інтеграла від  $\Delta\psi$  в закон управління) ці сигнали компенсуються сигналом інтеграла від помилки  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ , тобто в такому автопілоті забезпечується астатична стабілізація курсу при ненульовому залишковому крені (див. рис. 11.7).

Якщо припустити, що канал руля направлення забезпечує астатичну компенсацію кута ковзання, то процеси у контурі залишаються такими ж, тільки сила  $Z(\beta)$  замінюється силою  $Z(\delta_H)$ . Але сила  $Z(\delta_H)$  значно менше сили  $Z(\beta)$ , тому залишковий крен, а в ста-

тичному автопілоті й помилка стабілізації курсу, будуть значно менше ( рис. 11.8 ).

Проаналізуємо вплив вітрових збурень на динаміку контуру управління курсом. При влученні літака в горизонтальний потік повітря він за рахунок моменту шляхової стійкості встановлюється вздовж потоку, ефективно парируючи вітрове збурення. Після згасання коливань з курсу та крену, які спричиняються вітровим впливом, літак придбає залишковий крен. Крен спричиняє великий бічний рух, на закінченні якого літак займає суто попередне кутове положення, але змінює напрям руху ( вектора шляхової швидкості ) на кут знесення.

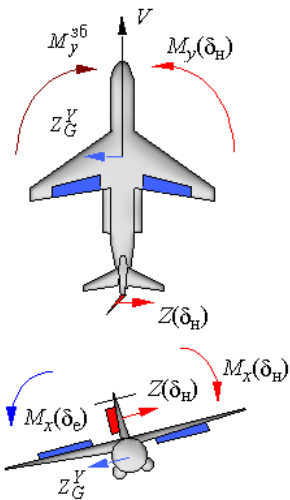


Рис. 11.8

Автопілот, намагаючись стабілізувати курс літака, збільшує момент крену, тим самим прискорює процес зміни напрямку вектора шляхової швидкості. В усталеному режимі збурення не діє ( літак придбав швидкість вітру ), тому навіть статичний автопілот забезпечує астатичну стабілізацію курсу при дії вітрових збурень.

Робота автопілота щодо відпрацювання заданого курсу аналогічна ліквідації помилки стабілізації  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ . Але якщо в автопілоті є обмеження заданого значення кута крену величиною  $\gamma_3^{\max}$ , то в роботі автопілота з'являються особливості.

При надходженні на вхід сервопривода автопілота сигналу управління

$$\gamma_3 = \frac{K_\psi}{K_\gamma} (\psi - \psi_3) > \gamma_3^{\max}$$

(див. рис. 11.3) елерони відхиляються на кут пропорційний  $\gamma_3^{\max}$ . За рахунок створеного елеронами моменту літак починає крентись і змінювати курс. При нахиленні літака на вхід сервопривода надходить сигнал  $\gamma$ , який компенсує сигнал  $\gamma_3$ , і за рахунок сигналу зворотного зв'язку елерони повертаються до нейтрального поло-

ження. При  $\gamma_3 = \gamma_3^{\max}$  елерони будуть у нейтральному положенні. Зменшення сигналу  $\psi - \psi_3$  не буде спричиняти зменшення  $\gamma_3$  доки  $\frac{K_\psi}{K_\gamma}(\psi - \psi_3) > \gamma_3^{\max}$ , тому літак буде змінювати курс з максимально

допустимим кутом крену. При  $\frac{K_\psi}{K_\gamma}(\psi - \psi_3) < \gamma_3^{\max}$  сигнал  $\gamma_3$  по-

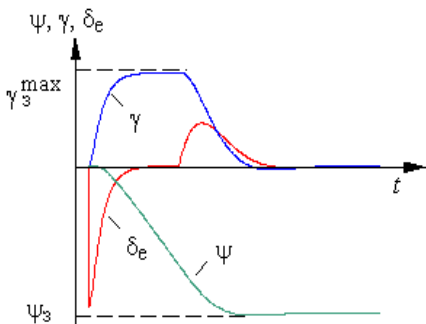


Рис. 11.9

чинає зменшуватись, елерони відхиляться для зменшення кута крену. Подальша робота контура аналогічна розглянутому раніше.

Графіки перехідних процесів у контурі управління при обмеженні заданого кута крену зображені на рис. 11.9.

Оцінимо вплив каналу руля направлення на динаміку відпрацювання заданого значення курсу. При роботі каналу руля направлення в режимі демпфірування за законом  $\delta_H = K_{\omega_y} \omega_y$  роз-

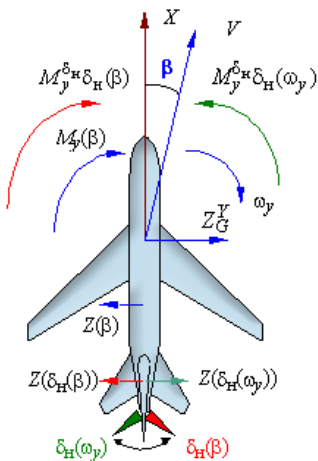


Рис. 11.10

ворот літака з кутовою швидкістю  $\omega_y$  спричиняє відхилення руля направлення, яке спрямоване на зменшення кутової швидкості розвороту (рис. 11.10). При цьому збільшується кут ковзання  $\beta$  і сила  $Z(\beta)$ , що спрямована проти сили  $Z_G^Y$ , яка змінює напрям вектора швидкості, тобто зменшується кутова швидкість розвороту.

Якщо у коло сигналу кутової швидкості  $\omega_y$  включена ізодромна ланка за законом управління



$$\delta_{\text{H}} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y,$$

то постійна складова сигналу кутової швидкості  $\omega_y$  на руль направлення надходить не буде. Тому в усталеному розвороті руль направлення відхилятися не буде й маневрені властивості літака зберігаються. У перехідних режимах і при коливаннях літака відносно нормальної осі канал руля направлення працює як безінерційний демпфер.

При роботі автомата шляхової стійкості [  $\delta_{\text{H}} = f(\beta)$  ] руль направлення при розвороті створює момент, спрямований на прискорення розвороту поздовжньої осі  $OX$  (див. рис. 11.10). При повній компенсації ковзання сила  $Z(\beta)$ , що спрямована проти сили  $Z_G^Y$ , яка змінює напрям вектора швидкості, зникає, її замінює сила  $Z_{\delta_{\text{H}}}(\beta)$ , яка за модулем значно менше сили  $Z(\beta)$ , тому швидкість повороту вектора швидкості збільшується. А момент  $M_y^{\delta_{\text{H}}} \delta_{\text{H}}(\beta)$  примушує поздовжню вісь  $OX$  точно прямувати за вектором швидкості.

При роботі автопілота, що побудований за змішаною схемою:

$$\delta_{\epsilon} = K_{\gamma} \gamma - K_{\psi} (\psi - \psi_3) + K_{\omega_x} \omega_x;$$

$$\delta_{\text{H}} = K_{\psi} (\psi - \psi_3) + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y$$

– руль направлення, відхиляючись від сигналу  $(\psi - \psi_3)$ , розвертає поздовжню вісь літака, а вектор швидкості через інерційність відстає від поздовжньої осі. Виникає ковзання та сила  $Z(\beta)$  (рис. 11.11), яка, діючи сумісно з силою  $Z_G^Y$ , прискорює розворот вектора швидкості. Але в умовах енергійного маневрування із значним перевантаженням  $n_y$  та відповідно з великими кутами атаки  $\alpha$  ковзання спричиняє звалювання літака. Тому сигнал управління в канал руля направлення доцільно вводити тільки для форсування початкового етапу розвороту, пропускаючи сигнал  $(\psi - \psi_3)$  в канал руля направлення через ізодромну ланку.

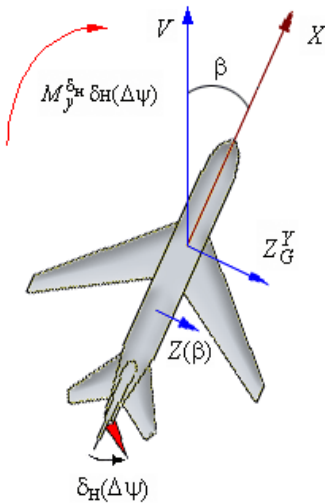


Рис. 11.11

сована сила  $Z_G^Y$  буде розвертати літак за курсом.

Постійно діюче збурення  $M_y^{3б}$  в усталеному режимі компенсується, як вже аналізувалось, моментом шляхової стійкості  $M_y(\beta)$ , а виникаюча при цьому сила  $Z(\beta)$  зрівноважується силою  $Z_G^Y$  за рахунок залишкового крену ( див. рис. 11. 6 ). Таким чином на вхід сервопривода в усталеному режимі надходить сигнал залишкового крену, компенсувати який може тільки сигнал помилки стабілізації курсу ( $\psi - \psi_3$ ). Тобто контур управління курсом, що побудований на основі автопілота крену з ізодромним зворотним зв'язком, буде мати статичну помилку при дії постійного збурення  $M_y^{3б}$ .

### 11.2. Аналіз статичних та динамічних характеристик контурів управління кутом ризиання

Структурну схему контура управління кутом ризиання, що побудований на основі автопілота крену, можна отримати зі схеми показаної на рис. 10.11, поширивши структуру моделі літака за

Наприкінці проаналізуємо усталені режими в контурі управління курсом, що побудований на основі автопілота крену з ізодромним зворотним зв'язком. Особливістю усталених режимів каналів управління з ізодромним зворотним зв'язком є відсутність сигналу зворотного зв'язку  $U_{зз}$  на вході сервопривода ( див. рис. 11.3 ).

Тому при постійно діючому збуренні  $M_x^{3б}$  елерони будуть відхилитись, компенсуючи збурюючий момент, доки сигнал ( $\psi - \psi_3$ ) не стане рівним нулю. При цьому крен має дорівнювати нулю, інакше незбалан-

рахунок передаточної функції  $W_{\Psi}^{\gamma}(p)$  та організувавши зворотний зв'язок з кута рискання.

Передаточна функція  $W_{\Psi}^{\gamma}(p)$  має вигляд:

$$W_{\Psi}^{\gamma}(p) = \frac{-g}{Vp} \quad (11.2)$$

Тоді структурна схема контура управління кутом рискання з урахуванням рис. 10.11 буде мати вигляд, показаний на рис. 11.12.

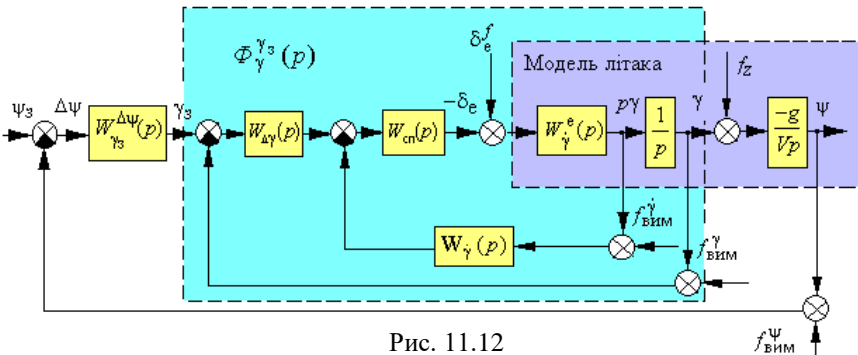


Рис. 11.12

На рис. 11.12  $W_{\gamma_3}^{\Delta\psi}(p)$  – передаточна функція, що перетворює сигнал  $\psi - \psi_3$  у сигнал  $\gamma_3$ . Згорнемо структурну схему, замінюючи замкнений внутрішній контур – контур крену – еквівалентною передаточною функцією  $\Phi_{\gamma_3}^{\gamma_3}(p)$ , а збурення, що діють усередині замкнутого контура крену, зведемо до його входу, використовуючи правило перетворення структурних схем. У такому вигляді структурна схема контура управління кутом рискання зображена на рис. 11.13.

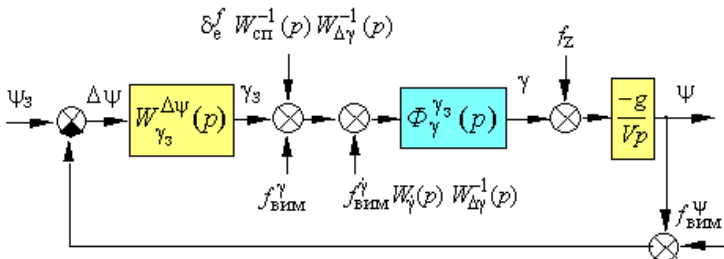


Рис. 11.13

Окрім збурень, що діють у контурі крену, на структурній схемі показано збурення  $f_z$ , що обумовлено незбалансованою бічною силою  $Z(\beta, \delta_H)$ , яка у свою чергу виникає при дії постійного збурення  $M_y^{зб}$ . Похибка вимірювання кута рискання відображена на схемі як збурення  $f_{\text{вим}}^\Psi$ .

Проаналізуємо динаміку контурів управління кутом рискання, використовуючи методи теорії автоматичного керування.

### 11.2.1. Автопілот рискання з жорстким зворотним зв'язком

Розглянемо контур управління кутом рискання, що побудований на основі статичного АП $_\gamma$  ЖЗЗ. Такі контури управління широко використовуються у практиці автоматичного управління польотом. У подальшому канали управління такого типу будемо називати автопілотами рискання з жорстким зворотним зв'язком (АП $_\Psi$ ЖЗЗ).

Закон управління статичного АП $_\gamma$ ЖЗЗ має вигляд:

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\dot{\gamma}}p\gamma.$$

При управлінні кутом рискання задане значення крену (див. рис. 11.13) формується у вигляді

$$\gamma_3 = W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(p)(\Psi_3 - \Psi) = -W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(p)(\Psi - \Psi_3).$$

При пропорційному регулюванні (статичний АП $_\Psi$ ЖЗЗ)

$$W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(p) = -\frac{K_\Psi}{K_\gamma}. \quad (11.3)$$

Знак мінус у даному виразі обумовлений знаком зв'язку між креном і рисканням (див. співвідношення (11.2)).

Використовуючи співвідношення (11.3), закон управління для статичного АП $_\Psi$ ЖЗЗ можна записати у вигляді

$$\delta_e = K_\gamma\gamma - K_\Psi(\Psi - \Psi_3) + K_{\dot{\gamma}}p\gamma. \quad (11.4)$$

При введені в закон формування  $\gamma_3$  інтеграла (астатичний АП $_{\psi}$ ЖЗЗ)

$$W_{\gamma_3}^{\Delta\psi}(p) = -\frac{1}{K_{\gamma}} \left( K_{\psi} + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{p} \right) = -\frac{K_{\tilde{\psi}}}{K_{\gamma} p} \left( \frac{K_{\psi}}{K_{\tilde{\psi}}} p + 1 \right), \quad (11.5)$$

а закон управління для астатичного АП $_{\psi}$ ЖЗЗ запишеться у вигляді

$$\delta_e = K_{\gamma} \gamma - \left( K_{\psi} + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{p} \right) (\psi - \psi_3) + K_{\dot{\gamma}} p \dot{\gamma}. \quad (11.6)$$

Для аналізу динаміки контура управління кутом ризику будемо використовувати методи ЛАЧХ, для чого отримаємо передаточну функцію розімкнутої системи (див. рис. 11.13), яка у загальному випадку має вигляд:

$$W_{\psi}(p) = W_{\gamma_3}^{\Delta\psi}(p) \Phi_{\gamma_3}^{\gamma_3}(p) \left( \frac{-g}{Vp} \right). \quad (11.7)$$

Передаточна функція  $\Phi_{\gamma_3}^{\gamma_3}(p)$  була отримана в попередній главі, тому з урахуванням (10.3), (11.3) і (11.5) передаточна функція (11.7) буде мати такий вигляд:

– для статичного АП $_{\psi}$ ЖЗЗ

$$W_{\psi}(p) = \frac{K_{\text{пс}}}{p \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_c}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (11.8)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\psi} g}{K_{\gamma} V}$ ;

– для астатичного АП $_{\psi}$ ЖЗЗ

$$W_{\psi}(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{K_{\psi}}{K_{\tilde{\psi}}} p + 1 \right)}{p^2 \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_c}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (11.9)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\tilde{\psi}} g}{K_{\gamma} V}$ .

У співвідношеннях (11.8), (11.9)

$$\omega_{ж} = \sqrt{\frac{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^c}{T_{\gamma}}}; \quad \xi_{ж} = \frac{0,5(1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^c)}{\sqrt{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^c T_{\gamma}}}. \quad (11.10)$$

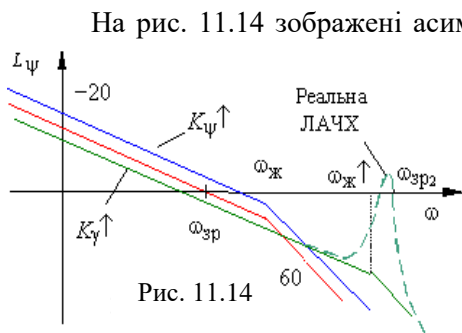
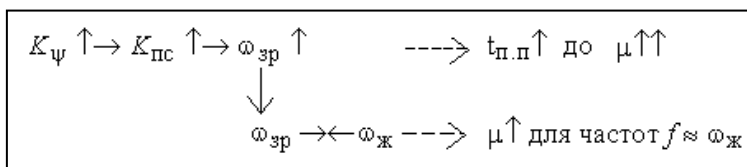


Рис. 11.14

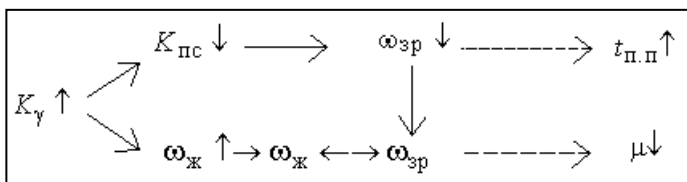
На рис. 11.14 зображені асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточній функції (11.8) для статичного автопілота рискання з жорстким зворотнім зв'язком (АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ) при варіації передаточних чисел  $K_{\psi}$ ,  $K_{\gamma}$ . Використовуючи визначену раніше символіку, оцінимо вплив пере-

даточних чисел  $K_{\psi}$  та  $K_{\gamma}$  закону управління (11.4) на якість перехідних процесів у контурі зі статичним АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ.

При зміні  $K_{\psi}$



При зміні  $K_{\gamma}$



Як видно з (11.10), передаточне число  $K_{\gamma}$  впливає на декремент згасання  $\xi_{ж}$ . Тому для детального аналізу впливу  $K_{\gamma}$  на якість перехідних процесів доцільно скористатися реальними ЛАЧХ.

Збільшення  $K_\gamma$  зменшує декремент згасання  $\xi_{\text{ж}}$  (аналогічно впливає зменшення передаточного числа  $K_\psi$ ). Тому на реальній ЛАЧХ у районі частоти  $\omega_{\text{ж}}$  може з'явитись сплеск і додаткова частота  $\omega_{\text{зр}2} > \omega_{\text{ж}}$ , на якій нахил ЛАЧХ перевищує  $-20$  дБ/дек. Це свідчить про наявність у контурі управління високочастотних коливань, що пов'язані з коливаннями у внутрішньому контурі – контурі крену. Але, з іншого боку, нахил  $-60$  дБ/дек високочастотної ділянки ЛАЧХ свідчить про високі фільтруючі якості контура управління, тому високочастотні коливання у контурі крену практично не відбиваються на русі з ризику.

Графіки перехідних процесів у контурі управління кутом ризику при невірному відрегульованих передаточних числах у відповідь на східчає моментне збурення  $M_x^{\text{зб}}$  зображені на рис. 11.15.

Для аналізу перехідних процесів у контурі з астатичним АП $\psi$ ЖЗЗ зобразимо асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточній функції (11.9), при різних значеннях передаточних чисел (рис. 11.16.). Використовуючи визначену раніше символіку, оціни-

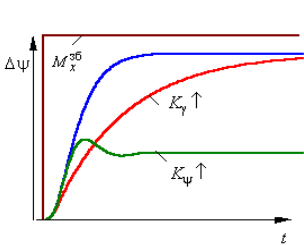


Рис. 11.15

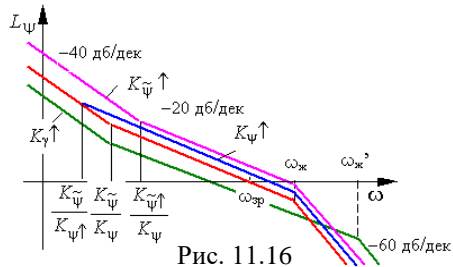
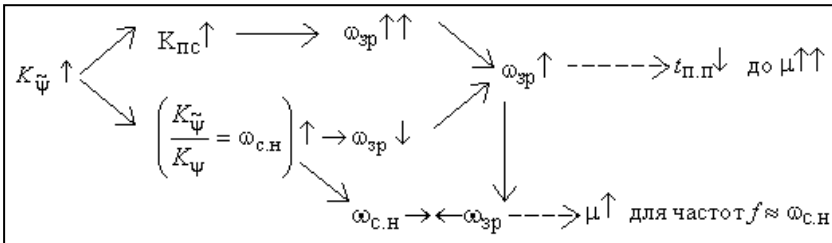


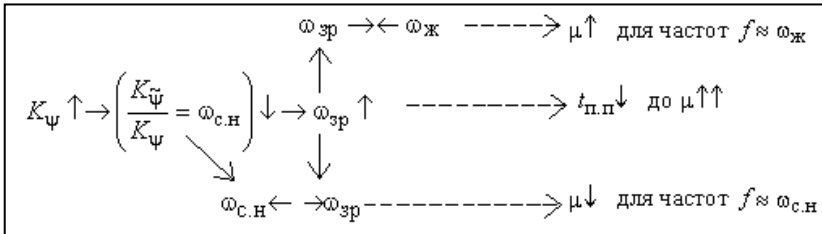
Рис. 11.16

мо вплив передаточних чисел на якість перехідних процесів у контурі з астатичним АП $\psi$ ЖЗЗ.

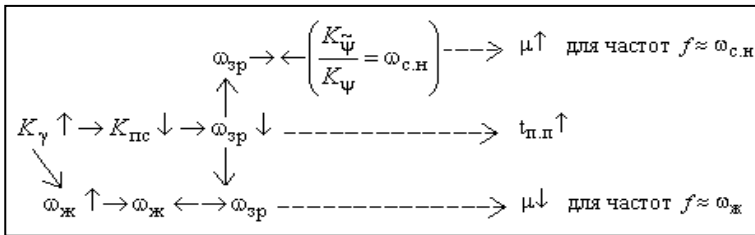
При зміні  $K_\psi$



При зміні  $K_\Psi$



При зміні  $K_\gamma$



Графіки перехідних процесів у контурі з астатичним автопілотом рискання при невірно відрегульованих передаточних числах зображені на рис. 11.17.

Структурний аналіз контура управління (див. рис. 11.13) показує, що в системі забезпечується астатизм другого порядку для помилки  $\Delta\psi$  з керуючого впливу  $\psi_3$  для астатичного АП $_{\Psi}$ ЖЗЗ і астатизм першого порядку для статичного АП $_{\Psi}$ ЖЗЗ. Зміна порядку астатизму визна-

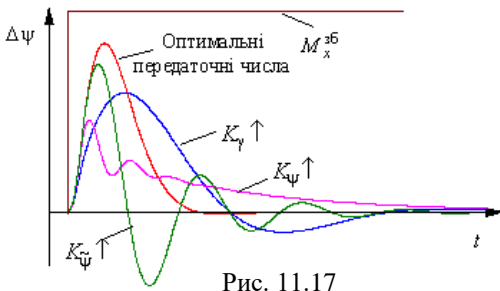


Рис. 11.17

чається передаточною функцією  $W_{\gamma_3}^{\Delta\psi}(p)$ . При стабілізації  $\psi$  по відношенню до збурень  $\delta_c^f$ ,  $f_{\text{ВІМ}}^{\dot{\gamma}}$  та  $f_{\text{ВІМ}}^{\gamma}$  у контурі з астатичним АП $_{\Psi}$ ЖЗЗ забезпечується астатизм першого порядку, а в контурі зі



статичним АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ буде мати місце статична помилка. Аналогічно впливає на статичні якості контурів управління збурення  $f_z$ . Похибка вимірювання кута рискання  $f_{\text{ВИМ}}^{\Psi}$ , що й очевидно, спричиняє помилку стабілізації кута рискання для будь-якого контура.

У теорії автоматичного управління доказується, що **при наявності у колі між точкою прикладання збурення й виходом системи інтегрувальної ланки, яка неохоплена внутрішнім зворотним зв'язком, статична помилка вихідного параметру буде пропорційна діючому збуренню й обернено пропорційна коефіцієнту підсилення кола зворотного зв'язку (між виходом системи та точкою прикладання зведеного збурення). Величина зведеного до заданої точки збурення в усталеному режимі визначається з урахуванням коефіцієнта підсилення зведеного збурення.**

Таким чином, кількісно статичні помилки в контурі управління зі статичним АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ при дії різного роду збурень визначаються такими співвідношеннями:

при дії моментного збурення

$$\Delta\Psi_f^e = \frac{W_{\text{СП}}^{-1}(0) W_{\Delta\gamma}^{-1}(0)}{W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(0)} \delta_e^f = \frac{\delta_e^f}{K_{\Psi}};$$

при наявності похибки вимірювання кута крену

$$\Delta\Psi_f^{\gamma} = \frac{f_{\text{ВИМ}}^{\gamma}}{W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(0)} = \frac{K_{\gamma}}{K_{\Psi}} f_{\text{ВИМ}}^{\gamma};$$

при наявності похибки вимірювання кутової швидкості крену

$$\Delta\Psi_f^{\dot{\gamma}} = \frac{W_{\dot{\gamma}}(0) \cdot W_{\Delta\gamma}^{-1}(0)}{W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(0)} f_{\text{ВИМ}}^{\dot{\gamma}} = \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\Psi}} f_{\text{ВИМ}}^{\dot{\gamma}};$$

при дії збурення  $f_z$

$$\Delta\Psi_f^z = \frac{f_z}{W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(0) \cdot \Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(0)} = \frac{K_{\gamma}}{K_{\Psi}} f_z.$$

Слід відмітити, що наявність контура стабілізації кута рискання (навіть статичного) робить систему астатичною з кута крену при дії всіх збурень окрім  $f_z$ .

Як висновок відмітимо, що контур управління з астатичним АП $_{\Psi}$ ЖЗЗ має кращі статичні якості, хоча, як відомо, введення інтеграла в закон управління погіршує стійкість замкненого контура. Хороші статичні характеристики в контурі управління кутом рискання можна отримати також при використанні каналів управління з ізодромним зворотним зв'язком.

### 11.2.2. Автопілот рискання з ізодромним зворотним зв'язком

Роздивимося контур управління кутом рискання, що побудований на основі АП $_{\gamma}$ ІЗЗ. У подальшому канали автоматичного управління такого типу будемо називати автопілотами рискання з ізодромним зворотним зв'язком (АП $_{\Psi}$ ІЗЗ).

Закон управління креном для АП $_{\gamma}$ ІЗЗ, який є основою для АП $_{\Psi}$ ІЗЗ, має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_{\gamma} (\gamma - \gamma_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma,$$

але при управлінні кутом рискання крізь АП $_{\Psi}$ ІЗЗ задане значення крену (див. рис. 11.13) має вигляд:

$$\gamma_3 = \frac{K_{\Psi}}{K_{\gamma}} (\Psi - \Psi_3).$$

Тоді

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_{\gamma} \gamma - K_{\Psi} (\Psi - \Psi_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma. \quad (11.11)$$

Передаточна функція  $W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(p)$  для такого закону управління має вигляд:

$$W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(p) = -\frac{K_{\Psi}}{K_{\gamma}}. \quad (11.12)$$

Для отримання передаточної функції розімкнутого контура (див. співвідношення 11.14) необхідно знати передаточну функцію внутрішнього замкнутого контура – контура АП<sub>γ</sub>ІЗЗ, яка була отримана в попередній главі (див. формулу (10.9)) і має вигляд:

$$\Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(p) = \frac{(T_i p + 1)}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}. \quad (11.13)$$

Знаменник цієї передаточної функції є характеристичним поліномом контура управління креном.

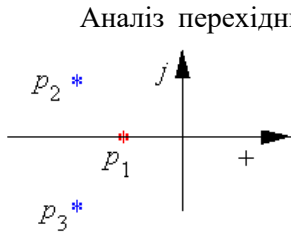


Рис. 11.18

Аналіз перехідних процесів у контурі з АП<sub>γ</sub>ІЗЗ (див. рис. 10.22, 10.24) дає підстави вважати, що характеристичне рівняння замкнутого контура має один малий дійсний корінь  $p_1$  (рис. 11.18), що відповідає аперіодичній складовій перехідного процесу, та два комплексно-спряжених  $p_2, p_3$  (коливальна складова перехідного процесу).

Для такого розподілу коренів виконується співвідношення

$$a_3 p_1^3 \ll a_2 p_1^2 \ll a_1 p_1, \quad (11.14)$$

де корінь  $p_1$  приблизно визначається зі спрощеного характеристичного рівняння  $a_1 p_1 + 1 = 0$ .

Це дає підстави приблизно подати характеристичний поліном у вигляді

$$a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1 \approx \left( \frac{a_3}{a_1} p^2 + \frac{a_2}{a_1} p + 1 \right) (a_1 p + 1) \quad (11.15)$$

або

$$a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1 \approx \left( \frac{p^2}{\omega_1^2} + 2 \frac{\xi_1}{\omega_1} p + 1 \right) (T_{\gamma_1} p + 1),$$

де з урахуванням (10.9)

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{a_1}{a_2}} = \sqrt{\frac{(T_i K_{\gamma} + K_{\dot{\gamma}}) K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma} T_i}}; \quad \xi_1 = \frac{0,5 a_2}{\sqrt{a_1 a_2}} = \frac{0,5(1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e) \sqrt{T_{\gamma}}}{\sqrt{K_{\dot{\gamma}} T_{\gamma} (T_i K_{\gamma} + K_{\dot{\gamma}})}};$$

$$T_{\gamma_1} = a_1 = T_i + \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\gamma}}.$$

Тепер з урахуванням (11.12), (11.13), (11.15) передаточна функція розімкнутого контура буде мати вигляд:

$$W_{\Psi}(p) = \frac{K_{\text{пс}}(T_i p + 1)}{p(T_{\gamma_i} p + 1) \left( \frac{P^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}, \quad (11.16)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\Psi} g}{K_{\gamma} V}$ .

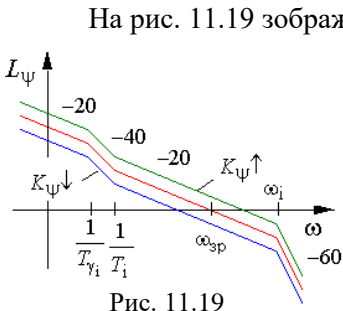


Рис. 11.19

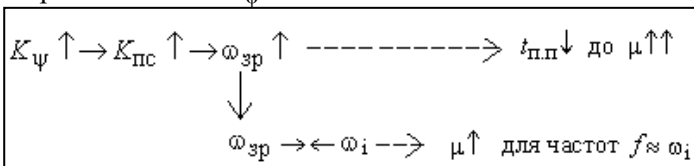
На рис. 11.19 зображені асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточній функції (11.16) при різних значеннях передаточного числа  $K_{\Psi}$ .

При побудові ЛАЧХ враховано, що  $T_i < T_{\gamma_i}$  (див. співвідношення 11.27) і при будь-яких варіаціях передаточних чисел це співвідношення не порушується. Крім того, якщо параметри внутрішнього контура лежать у межах  $K_{\gamma} = 0,2 \dots 0,4 \text{ с}^{-1}$ ,

$K_{\gamma} = 0,5 \dots 1$ ,  $T_i = 1,5 \dots 2 \text{ с}$ , то частоти  $\frac{1}{T_{\gamma_i}}$ ,  $\frac{1}{T_i}$  практично не відрізняються.

Тому ланка ЛАЧХ з нахилом  $-40 \text{ дБ/дек}$ , що знаходиться між цих частот, суттєво не впливає на коливальність у контурі управління, навіть якщо при зменшенні  $K_{\Psi}$  частота зрізу виходить на цю ланку ( $\frac{1}{T_{\gamma_i}} < \omega_{\text{зр}} < \frac{1}{T_i}$ ). Але тривалість перехідного процесу відпрацювання сигналу управління при цьому збільшується – ( $\omega_{\text{зр}} \downarrow$ ).

При збільшенні  $K_{\Psi}$



Оцінюючи вплив передаточних чисел  $K_\gamma$ ,  $K_{\dot{\gamma}}$  на якість перехідних процесів у контурі управління, необхідно також враховувати цей вплив на  $\omega_i$ ,  $\xi_i$ .

На рис. 11.20 зображені асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточній функції (11.16) при різних значеннях передаточних чисел  $K_\gamma$ ,  $K_{\dot{\gamma}}$ . Необхідно від-

мітити, що передаточні числа  $K_\gamma$ ,  $K_{\dot{\gamma}}$  впливають на частоту  $\frac{1}{T\gamma_i}$  і можуть збільшити ланку  $-40$  дБ/дек. Але збільшення цієї ланки, яке спричиняється зменшенням  $K_\gamma$ ,

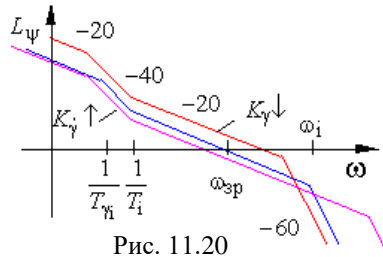
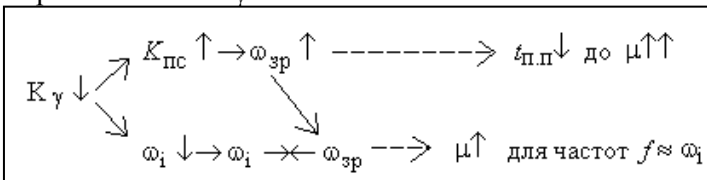


Рис. 11.20

зміщує частоту  $\omega_{зр}$  в область високих частот. Тому при зміні  $K_\gamma$  коливання з частотами, що близькі до  $\frac{1}{T_i}$ , у контурі не виникають.

При зменшенні  $K_\gamma$



Збільшення  $K_{\dot{\gamma}}$  збільшує ланку  $-40$  дБ/дек ( $\frac{1}{T\gamma_i} \downarrow$ ), одночасно до цієї ланки наближується частота зрізу ( $\omega_{зр} \downarrow$ ). Тому при збільшенні  $K_{\dot{\gamma}}$  у контурі можуть виникати коливання з низькими частотами ( $f \approx \frac{1}{T_i}$ ).

Порівнюючи проведений аналіз з аналізом контурів управління на основі АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ, можна помітити, що в контурі з АП<sub>ψ</sub>ІЗЗ можуть виявлятися динамічні властивості астатичного АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ,

які пов'язані з появою низькочастотних коливань при помилках у регулюванні передаточних чисел. Наприклад, при збільшенні  $K_{\dot{\gamma}}$

або при одночасному зменшенні  $K_{\psi}$  і збільшенні  $K_{\dot{\gamma}}$ .

Структурний аналіз контура управління ( див. рис. 11.13) показує, що в системі забезпечується астатизм першого порядку для помилки  $\Delta\psi$  по відношенню до сигналу управління  $\psi_z$  і при стабілізації  $\psi$  по відношенню до збурення  $\delta_e^f$ . Похибки вимірників спричиняють помилку стабілізації кута рискання. Аналогічно впливає на статичні властивості контура управління збурення  $f_z$ .

Статичні помилки в контурі управління можуть бути визначені з таких співвідношень:

– при дії збурення  $f_z$

$$\Delta\psi_f^z = \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\psi}} f_z ;$$

– при наявності похибки вимірювання кутової швидкості

$$\Delta\psi_f^{\dot{\gamma}} = \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\psi}} f_{\text{ВИМ}}^{\dot{\gamma}} ;$$

– при наявності похибки вимірювання кута крену

$$\Delta\psi_f^{\gamma} = \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_{\psi}} f_{\text{ВИМ}}^{\gamma} ;$$

– при наявності похибки вимірювання кута рискання

$$\Delta\psi_f^{\psi} = f_{\text{ВИМ}}^{\psi} .$$

Астатизм по відношенню до  $f_{\text{ВИМ}}^{\dot{\gamma}}$  можна отримати якщо у коло сигналу кутової швидкості включити ізодромну ланку, наприклад, за законом управління (10.8).

Управління курсом частіше всього використовується як найпростіший варіант управління траєкторією польоту літака ( курсовий метод навігації ). Крім того, ці контури можуть бути основою для побудови контурів управління бічним рухом центра мас літака.

### Контрольні питання

1. Які існують способи управління кутом рискання?
2. Як у режимах автоматичного управління компенсується втрата висоти при виконанні координованого розвороту?
3. У чому переваги управління кутом рискання у режимі координованого розвороту над плоским?
4. Чому управління кутом рискання в автопілотах перехресної схеми реалізується через контур крену?
5. Поясніть появу залишкового крену при компенсації постійного моментного збурення  $M_y^{3b}$  у режимі стабілізації кута рискання автопілотами перехресної схеми?
6. Оцінити вплив автоматики каналу руля направлення на динаміку відпрацювання заданого значення курсу автопілотами перехресної схеми.
7. Запишіть можливі варіанти законів управління автопілотів рискання з жорстким та ізодромним зворотним зв'язком у сервопривод.
8. Використовуючи структурну схему (рис.11.12), проаналізувати статичні характеристики статичного та астатичного АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ. Отримати вирази для статичних помилок у контурі зі статичним АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ при дії різного роду збурень.
9. Оцінити вплив передаточного числа  $K_γ$  у законі управління статичного АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ на якість перехідних процесів.
10. Оцінити вплив передаточного числа  $K_ψ$  у законі управління (11.6) астатичного АП<sub>ψ</sub>ЖЗЗ на якість перехідних процесів.
11. Використовуючи структурну схему (рис.11.12), проаналізувати статичні характеристики АП<sub>ψ</sub>ІЗЗ із законом управління (11.11). Отримати вирази для статичних помилок при дії різного роду збурень.
12. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_ψ$ ,  $K_γ$  у законі управління (11.11) АП<sub>ψ</sub>ІЗЗ на якість перехідних процесів.

## Глава 12. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ КУТОМ ТАНГАЖА

### 12.1. Особливості контурів управління кутом тангажа

Управління кутом тангажа здійснюється крізь канали руля висоти або стабілізатора. Структура автопілота тангажа не відрізняється від розглянутого раніше автопілота крену. Як вимірники кута тангажа використовуються гіроскопічні датчики. Канали управління можуть бути реалізовані з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком.

Як внутрішній контур частіше всього використовується контур демпфірування, але може бути використаний і контур нормального перевантаження.

Характер процесів, що протікають у контурах управління кутом тангажа, відрізняється від динаміки контура управління креном динамічними характеристиками літака.

Структурна схема математичної моделі, яка відображає динаміку поздовжнього руху літака, зображена на рис. 12.1.

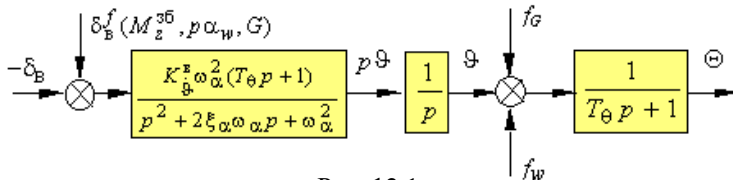


Рис. 12.1

На структурній схемі показані збурення, що діють на літак. Моментні збурення  $M_z^{3b}$  (випуск закрилків, шасі і т.ін.) можуть бути зведені до еквівалентного відхилення руля висоти  $\delta_B^f(M_z^{3b})$  (рис. 12.1). Для збереження балансування постійно діючі моментні збурення в усталеному режимі повинні бути компенсовані відхиленням руля висоти. Тому при автоматичному управлінні для астатичної стабілізації кута тангажа необхідно використовувати канали з ізодромним зворотним зв'язком або вводити інтеграл у закон управління автопілота тангажа з жорстким зворотним зв'язком.

Фізику з'явлення моментних збурень для деяких характерних випадків доцільно розглянути докладно.



Скидання вантажу з району центра мас не спричиняє зміни центрівки та не викликає безпосередньо збурюючого моменту. Але порушення балансу сил змінює напрям вектора швидкості, що, у свою чергу, викликає зміну кута атаки та піднімальної сили. Як наслідок, в усталеному режимі створюється моментне збурення, яке має бути компенсовано відхиленням руля висоти. На структурній схемі ( див. рис. 12.1 ) зображені точки прикладання збурення від скидання вантажу. Збурення  $f_G$  відображає зміну балансу сил, що спричиняє приріст кута нахилу траєкторії, а збурення  $\delta_B^f(G)$  відображає моментні збурення. Необхідно відмітити, що, навіть при астатичній стабілізації кута тангажа, горизонтальний політ літака при скиданні вантажу не зберігається, оскільки зміна маси літака створює приріст кута нахилу траєкторії.

Принциповим питанням при дослідженні динаміки автоматичного управління польотом є оцінка вітрових збурень. При попаданні літака у вертикальний струм повітря він рухається в напрямку струму і в постійному висхідному потоці займає таке саме положення, яке було в незбуреному, здійснюючись разом з повітряним струмом. Надмірне перевантаження при цьому дорівнює нулю. Таким чином, статично стійкий літак сам ефективно парирує вплив вітрових збурень і відновлює балансування, тобто збурення від вертикального вітру можуть бути зведені до імпульсних збурень.

На структурній схемі ( див. рис. 12.1) збурення  $\delta_g^f(p \alpha_w)$  відображає моментне збурення від вертикального вітру, а друга точка прикладання вітрового збурення  $f_w$  відображає порушення однозначного зв'язку між кутом тангажа та кутом нахилу траєкторії:

$$\theta = \vartheta - \alpha + \alpha_w.$$

Відмітимо, що парирування вітрових збурень літак здійснює за рахунок зміни кута тангажа ( літак “клює” на висхідний потік повітря). Автопілот, стабілізуючи кут тангажа, зтягує дію вітрових збурень, оскільки літак позбавлений можливості парирувати вітрові збурення за рахунок повороту навколо центра мас. Але з іншого боку, вмикання автопілота помітно поліпшує згасання кутових коливань у порівнянні з вільним літаком. Як і при скиданні вантажу астатична стабілізація кута тангажа не забезпечує збереження горизонтального польоту при вході у вертикальний струм повітря.

## 12.2. Аналіз статичних та динамічних характеристик контурів автоматичного управління кутом тангажа

Роздивимось задачу управління кутом тангажа, обмежуючись моделлю короткоперіодичного поздовжнього руху. Структурна

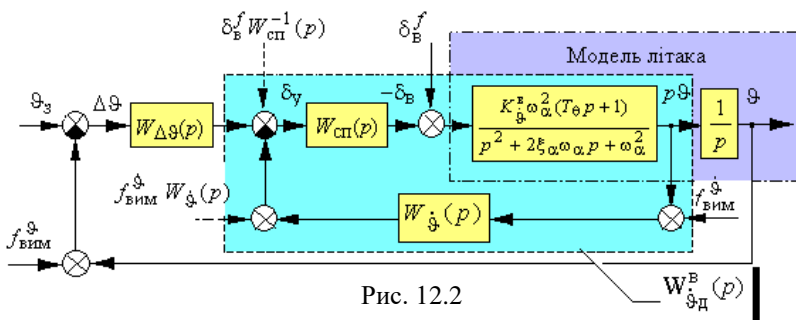


Рис. 12.2

схема контура управління кутом тангажа зображена на рис. 12.2.

Як внутрішній контур у цій структурі використовується контур демпфірування, що описується передаточною функцією  $W_{\dot{\varphi}}^B(p)$ . Порівнюючи дану структурну схему зі структурною схемою контура управління кутом крену (див. рис. 10.11), переконуємося в їхній ідентичності. Відміна полягає у вигляді передаточних функцій із кутових швидкостей. Як і в контурі управління кутом крену передаточні функції  $W_{\dot{\varphi}}(p)$ ,  $W_{\Delta\varphi}(p)$ ,  $W_{сп}(p)$  відображають перетворення сигналів управління, а завади, що пов'язані з похибками вимірювання параметрів польоту, відображаються на схемі як збурення  $f_{вим}^{\dot{\varphi}}$ ,  $f_{вим}^{\varphi}$ . Штриховою лінією показані збурення, що зведені до входу внутрішнього контура.

Проаналізуємо динаміку різних контурів управління кутом тангажа.

### 12.2.1. Автопілот тангажа з жорстким зворотним зв'язком

Для автопілота тангажа з жорстким зворотним зв'язком (АП<sub>φЖЗЗ</sub>) передаточна функція сервопривода  $W_{сп}(P)=1$  і закон

управління відповідно до структурної схеми контура управління в загальному вигляді може бути записаний так:

$$\delta_B = W_{\Delta\vartheta}(p)\Delta\vartheta + W_{\dot{\vartheta}}(p)p\vartheta,$$

де  $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_3$ .

При відсутності ізодрому в контурі демпфірування передаточна функція  $W_{\dot{\vartheta}}(p)$  має вигляд підсилюючої ланки:

$$W_{\dot{\vartheta}}(p) = K_{\dot{\vartheta}}.$$

Якщо при управлінні кутом тангажа реалізується пропорційне регулювання –

$$W_{\Delta\vartheta}(p) = K_{\vartheta}, \quad (12.1)$$

то закон управління для статичного АП<sub>0</sub>ЖЗЗ має вигляд:

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}}p\vartheta. \quad (12.2)$$

При введенні в закон управління інтеграла –

$$W_{\Delta\vartheta}(p) = K_{\vartheta} + \frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{p} = \frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{p} \left( \frac{K_{\vartheta}}{K_{\tilde{\vartheta}}} p + 1 \right), \quad (12.3)$$

а закон управління для астатичного АП<sub>0</sub>ЖЗЗ запишеться у вигляді

$$\delta_B = \left( K_{\vartheta} + \frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{p} \right) (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}}p\vartheta. \quad (12.4)$$

Для отримання передаточної функції розімкнутого контура  $W_{\vartheta}(p)$  з метою подальшого аналізу, необхідно знати еквівалентну передаточну функцію внутрішнього контура – контура демпфірування. Передаточна функція  $W_{\vartheta_d}^B(p)$  була отримана раніше й при безінерційному демпфіруванні має вигляд:

$$W_{\vartheta_d}^B(p) = \frac{K_{\vartheta_d}^B \omega_{\alpha_d}^2 (T_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha_d} \omega_{\alpha_d} p + \omega_{\alpha_d}^2} = \frac{K_{\vartheta_d}^B (T_{\theta} p + 1)}{\frac{p^2}{\omega_{\alpha_d}^2} + 2 \frac{\xi_{\alpha_d}}{\omega_{\alpha_d}} p + 1}, \quad (12.5)$$

де 
$$K_{\dot{g}d}^B = \frac{K_{\dot{g}}^B}{1 + K_{\dot{g}}^B K_{\dot{g}}}; \quad \omega_{\alpha d} = \omega_{\alpha} \sqrt{1 + K_{\dot{g}}^B K_{\dot{g}}};$$

$$\xi_{\alpha d} = \frac{(\xi_{\alpha} + 0,5 K_{\dot{g}}^B \omega_{\alpha} T_{\theta} K_{\dot{g}})}{\sqrt{1 + K_{\dot{g}}^B K_{\dot{g}}}}.$$

Передаточні функції розімкнутих контурів управління з урахуванням співвідношень (12.1), (12.3), (12.5) мають такий вигляд:

– для статичного АП<sub>g</sub>ЖЗЗ

$$W_g(p) = \frac{K_{пс}(T_{\theta} p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_{\alpha d}^2} + 2 \frac{\xi_{\alpha d}}{\omega_{\alpha d}} p + 1 \right)}, \quad (12.6)$$

де  $K_{пс} = K_g K_{\dot{g}d}^B$ ;

– для астатичного АП<sub>g</sub>ЖЗЗ

$$W_g(p) = \frac{K_{пс}(\theta p + 1) \left( \frac{K_g}{K_{\dot{g}}} p + 1 \right)}{p^2 \left( \frac{p^2}{\omega_{\alpha d}^2} + 2 \frac{\xi_{\alpha d}}{\omega_{\alpha d}} p + 1 \right)}, \quad (12.7)$$

де  $K_{пс} = K_{\dot{g}} K_{\dot{g}d}^B$ .

На рис. 12.3 зображені ЛАЧХ, що відповідають (12.6), для різних значень передаточних чисел  $K_g$ ,  $K_{\dot{g}}$ .

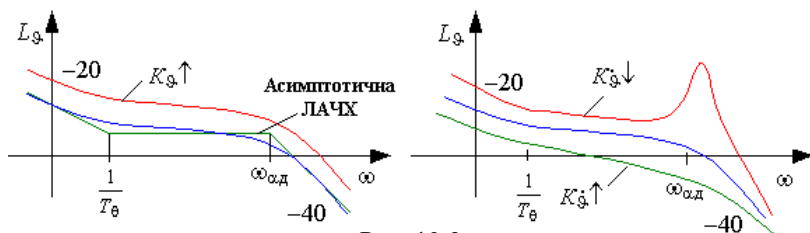


Рис. 12.3

Наявність контура демпфірування забезпечує потрібний декремент згасання  $\xi_{\alpha d} = 0,7 \dots 1$ . Відмітимо також, що з урахуванням специфіки сучасних аеродинамічних компоновок частота  $T_{\theta}^{-1}$ , як правило, невелика й для маневреного літака змінюється у межах  $(0,3 \dots 3) \text{ с}^{-1}$ , досягаючи максимальних значень на середніх висотах і при надзвукових швидкостях. Але на всіх експлуатаційних режимах польоту для статично стійкого літака виконується співвідношення  $T_{\theta}^{-1} < \omega_{\alpha d}$ , причому частота  $\omega_{\alpha d}$  у  $3 \dots 5$  разів перевищує частоту  $T_{\theta}^{-1}$ . Ці умови дозволяють зсувати частоту зрізу в область високих частот ( $\omega_{зр} \approx \omega_{\alpha d}$ ), оскільки на цій ділянці реальна ЛАЧХ має нахил  $-20$  дБ/дек (при  $\xi_{\alpha d} > 0,5$  перехід від  $0$  дБ/дек до  $-40$  дБ/дек здійснюється плавно без сплеску на частоті  $\omega_{\alpha d}$ ). Як виходить з аналізу ЛАЧХ, збільшення  $K_{\dot{\theta}}$  або зменшення  $K_{\ddot{\theta}}$  спричиняє коливання в контурі управління з частотою  $f \approx \omega_{\alpha d}$ . Обернені зміни передаточних чисел збільшують час перехідного процесу опрацювання заданого сигналу.

Якісний вигляд перехідних процесів у контурі управління при дії постійного збурення  $\delta_V^f$  показаний на рис. 12.4. Як видно з рисунка, у поздовжньому русі літака присутні аперіодична та коливальна складові руху тангажа.

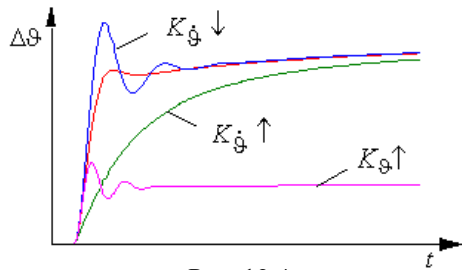


Рис. 12.4

Проаналізуємо динаміку контура управління з астатичним АП<sub>θ</sub>ЖЗЗ. При будівнанні

ЛАЧХ необхідно враховувати, що частота  $T_{\theta}^{-1}$  залежно від режиму польоту змінюється в декілька разів. Щоб зміни цього параметру не спричиняли низькочастотні коливання в контурі управління з

астатичним АП<sub>θ</sub>ЖЗЗ, доцільно співвідношення  $\frac{K_{\ddot{\theta}}}{K_{\dot{\theta}}}$  обирати в діа-

пазоні середніх значень  $T_{\theta}^{-1}$  або здійснювати корекцію передаточних чисел  $K_{\vartheta}$ ,  $K_{\tilde{\vartheta}}$  у залежності від режиму польоту.

На рис. 12.5 для різних швидкостей польоту зображені асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточній функції (12.7), при  $\frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{K_{\vartheta}} > \frac{1}{T_{\theta}}$ . На рис. 12.6 зображені асимптотичні ЛАЧХ з оберненим співвідношенням цих частот, для різних значень передаточних чисел  $K_{\vartheta}$ ,  $K_{\tilde{\vartheta}}$ . Як виходить з аналізу ЛАЧХ (рис.12.5), при збільшенні швидкості польоту в контурі можуть виникати низькочастотні коливання з частотою  $f \approx (T_{\theta}^*)^{-1}$  ( $T_{\theta}^*$  та  $\omega_{\alpha д}^*$  це значення  $T_{\theta}$  та  $\omega_{\alpha д}$  при збільшенні швидкості польоту). Така ситуація не виникає в контурі при  $\frac{K_{\tilde{\vartheta}}}{K_{\vartheta}} < \frac{1}{T_{\theta}}$  (рис.12.6).

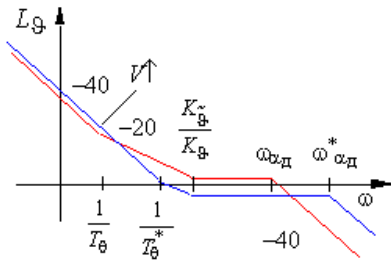


Рис. 12.5

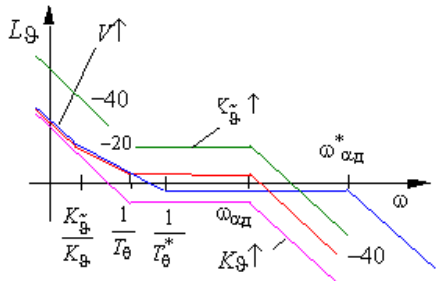


Рис. 12.6

Аналізуючи зміни параметрів ЛАЧХ при варіаціях передаточних чисел (рис.12.6), відмітимо, що збільшення передаточного числа  $K_{\tilde{\vartheta}}$  при незмінному режимі польоту ( $T_{\theta} = \text{const}$ ) зменшує ланку з нахилом  $-20$  дБ/дек, при цьому погіршується стійкість контура управління. Частота зрізу збільшується ( $t_{п.п} \downarrow$ ) й на реальній ЛАЧХ може перейти на ділянку  $-40$  дБ/дек, тому коливальність  $\mu$  у контурі управління може збільшуватись; у цьому випадку збільшується і час перехідного процесу. При зменшенні передаточного

числа  $K_{\vartheta}$  у контурі можуть виникати низькочастотні коливання з частотою  $f \approx \frac{K_{\vartheta}^{\sim}}{K_{\vartheta}}$ . Тривалість перехідних процесів відпрацювання заданого значення кута тангажа змінюється обернено пропорційно зміні частоти зрізу.

Вплив передаточного числа  $K_{\vartheta}$  на високочастотні коливання ( $f \approx \omega_{\text{од}}$ ) такий, як і у контурі зі статичним АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ. Але значне збільшення  $K_{\vartheta}$ , яке зменшує коефіцієнт підсилення ( $K_{\vartheta} \uparrow \rightarrow K_{\vartheta\text{д}}^{\text{в}} \downarrow \rightarrow K_{\text{пс}} \downarrow$ ) зміщує частоту зрізу в область низьких частот, на ділянку  $-40$  дБ/дек. Тоді в контурі управління виникають коливання з частотою  $f \approx \frac{K_{\vartheta}^{\sim}}{K_{\vartheta}}$ .

Структурний аналіз контура управління (див. рис. 12.2) показує, що в системі для помилки  $\Delta\vartheta$  щодо керуючого впливу у вигляді заданого кута тангажа  $\vartheta_3$  забезпечується астатизм другого порядку для астатичного АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ і астатизм першого порядку для статичного АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ.

При стабілізації кута тангажа  $\vartheta$  по відношенню до збурень  $\delta_{\text{в}}^f, f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}$  у контурі з астатичним АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ забезпечується астатизм першого порядку, а в контурі зі статичним АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ будуть мати місце статичні помилки:

– при дії постійного моментного збурення

$$\Delta\vartheta_{\text{в}}^{\text{в}} = \frac{\delta_{\text{в}}^f}{K_{\vartheta}};$$

– при наявності похибки вимірника кутової швидкості тангажа

$$\Delta\vartheta_{\text{в}}^{\dot{\vartheta}} = \frac{K_{\vartheta}^{\dot{\vartheta}}}{K_{\vartheta}} f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}.$$

Похибка вимірювання кута тангажа цілком входить у помилку стабілізації для будь-якого контура управління.

### 12.2.2. Автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком

У автопілоті тангажа з ізодромним зворотним зв'язком (АП<sub>9</sub>I33) при реалізації закону управління

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_v = K_9 (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{9}} p \vartheta \quad (12.8)$$

передаточні функції, які визначають структуру контура управління (див. рис. 12.2), мають вигляд:

$$W_{\dot{9}}(p) = K_{\dot{9}}; \quad W_{\Delta\vartheta}(p) = K_9; \quad W_{\text{сп}}(p) = \frac{T_i p + 1}{T_i p}. \quad (12.9)$$

Отримаємо передаточну функцію внутрішнього контура:

$$W_{\dot{9}\text{д}}^B(p) = \frac{W_{\text{сп}}(p)W_{\dot{9}}^B(p)}{1 + W_{\text{сп}}(p)W_{\dot{9}}^B(p)W_{\Delta\vartheta}(p)} = \frac{K_{\text{пс}}(T_0 p + 1)(T_i p + 1)}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}, \quad (12.10)$$

$$\text{де } K_{\text{пс}} = \frac{1}{K_{\dot{9}}}; \quad a_1 = T_i + T_0 + \frac{T_i}{K_{\dot{9}}K_9^B}; \quad a_2 = T_i T_0 + \frac{2T_i \xi_\alpha}{K_{\dot{9}}K_9^B \omega_\alpha}; \quad a_3 = \frac{T_i}{K_{\dot{9}}K_9^B \omega_\alpha^2}.$$

Використовуючи правило, що наведене в попередній главі (див. співвідношення 11.27), запишемо характеристичний поліном  $a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1$  у вигляді

$$a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1 \approx \left( \frac{a_3}{a_1} p^2 + \frac{a_2}{a_1} p + 1 \right) (a_1 p + 1) \quad (12.11)$$

або

$$a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1 \approx \left( \frac{p^2}{\omega_1^2} + 2 \frac{\xi_1}{\omega_1} p + 1 \right) (T_{\vartheta_1} p + 1),$$

де з урахуванням (12.10)

$$K_{\text{пс}} = \frac{1}{K_{\dot{9}}}; \quad \omega_1 = \sqrt{\frac{a_1}{a_3}} = \omega_\alpha \sqrt{1 + K_{\dot{9}} K_9^B (1 + T_0 (T_i)^{-1})};$$



$$\xi_i = \frac{(\xi_\alpha + 0,5T_\theta K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B \omega_\alpha) \sqrt{T_i}}{\sqrt{(T_i + T_\theta) K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B + T_i}}; \quad T_{\dot{g}_i} = a_1 = T_i + T_\theta + \frac{T_i}{K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B}.$$

З урахуванням (12.9), (12.11) передаточна функція розімкнутого контура буде мати вигляд :

$$W_{\dot{g}}(p) = \frac{K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^{-1} (T_\theta p + 1)(T_i p + 1)}{p(T_{\dot{g}_i} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}. \quad (12.12)$$

На рис. 12.7 зображені асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточній функції (12.12) при різних значеннях передаточних чисел  $K_{\dot{g}}$ ,  $K_{\dot{g}}^B$ . При побудові ЛАЧХ враховано, що частота  $T_i^{-1}$  обирається в діапазоні середніх значень  $T_\theta^{-1}$ , і тоді  $T_i^{-1} > T_{\dot{g}_i}^{-1} \approx (0,5 \dots 0,4) T_i^{-1}$  (див. співвідношення (11.27)).

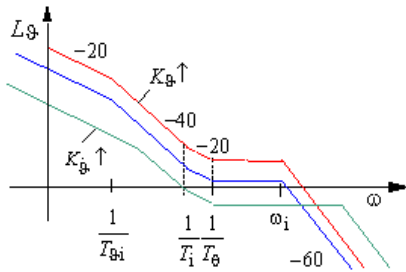


Рис. 12.7

Аналізуючи зміни параметрів ЛАЧХ, відмітимо, що збільшення  $K_{\dot{g}}$  викликає в контурі управління коливання з частотою  $f \approx \omega_i$ , а зменшення  $K_{\dot{g}}$  може породжувати низькочастотні коливання з частотою  $f \approx T_i^{-1}$ . Обернені зміни передаточного числа  $K_{\dot{g}}^B$  викликають у контурі аналогічні процеси.

Структурний аналіз контура управління показує, що при стабілізації кута тангажа система має статичну помилку, яка обумовлюється похибками вимірювання кутової швидкості:

$$\Delta \vartheta_f^{\dot{g}} = \frac{K_{\dot{g}}}{K_{\dot{g}}} f_{\text{ВИМ}}^{\dot{g}}.$$

Астатизм по відношенню до  $f_{\text{ВИМ}}^{\dot{g}}$  можна отримати, якщо у коло датчика кутової швидкості включити ізодромну ланку, яка

відтинає постійну складову кутової швидкості разом з постійною складовою похибки вимірювання.

Закон управління в цьому випадку має вигляд

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_B = K_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z. \quad (12.13)$$

Закон управління (12.13) дозволяє позбутись помилки стабілізації кута тангажа, яка виникає при розвороті з постійним кутом крену. Оскільки датчик кутової швидкості тангажа вимірює суму проєкцій швидкостей зміни кутів Ейлера  $\omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma$ , то відсутність ізодрома в колі датчика кутової швидкості може спричинити статичну помилку  $\Delta \vartheta_f^{\dot{\vartheta}} \approx 0,7 \dots 1,25$  град. Одночасно включення ізодрома в коло датчика кутової швидкості підвищує до двох ступінь астатизму при відпрацюванні заданого сигналу управління, оскільки в передаточній функції внутрішнього контура з'являється інтегровальна ланка.

### 12.3. Особливості управління кутом тангажа через контур перевантаження

У сучасних САУ управління поздовжнім рухом центра мас досить часто здійснюється крізь контур нормального перевантаження (крізь контур АПУ). Із метою збереження структури каналу управління поздовжнім рухом, можна кутом тангажа також управляти через контур АПУ.

Структурна схема такого контура зображена на рис. 12.8.

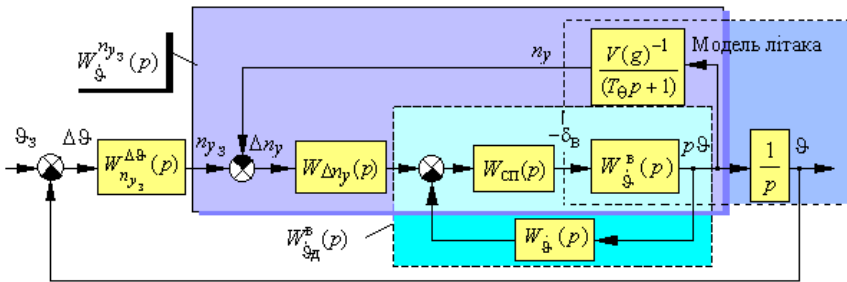


Рис. 12.8

Управління може бути реалізоване на основі статичного або астатичного АПУ, а також АПУ з ізодромним зворотним зв'язком.

Проаналізуємо останній варіант контура управління, який частіше всього використовується в практиці автоматичного управління польотом. Закон управління для цього випадку має вигляд

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y_3}) + K_{\dot{y}} p \vartheta, \quad (12.14)$$

де 
$$n_{y_3} = \frac{K_{\dot{y}}}{K_{n_y}} (\vartheta - \vartheta_3).$$

Для поліпшення статичних властивостей контура в коло датчика кутової швидкості може бути включена ізодромна ланка.

Для закону управління (12.14) передаточні функції, які визначають структуру контура управління (рис. 12.8), мають вигляд:

$$W_{n_{y_3}}^{\Delta \vartheta}(p) = \frac{K_{\dot{y}}}{K_{n_y}}; W_{\Delta n_y}(p) = K_{n_y}; W_{\text{сп}}(p) = \frac{T_i p + 1}{T_i p}; W_{\dot{y}} = K_{\dot{y}}. \quad (12.15)$$

Передаточна функція внутрішнього контура визначається із співвідношення

$$W_{\dot{y}}^{n_{y_3}}(p) = \frac{W_{\dot{y}}^B(p) W_{\Delta n_y}(p)}{1 + W_{\dot{y}}^B(p) W_{\Delta n_y}(p) \frac{V}{g(T_{\theta} p + 1)}}.$$

З урахуванням (12.10), (12.15)

$$W_{\dot{y}}^{n_{y_3}}(p) = \frac{(T_i p + 1)(T_{\theta} p + 1) K_{\text{АПУ}}}{a_3^* p^3 + a_2^* p^2 + a_1^* p + 1}, \quad (12.16)$$

тут  $K_{\text{АПУ}}$  – коефіцієнт підсилення передаточної функції контура

АПУ –  $K_{\text{АПУ}} = \frac{K_{n_y}}{K_{\dot{y}}(1 + K_{n_y} \dot{\vartheta})}$ ;  $a_1, a_2, a_3$  визначаються із співвід-

ношення (12.10) –  $a_1^* = \frac{a_1 + K_{n_y} \dot{\vartheta} T_i}{1 + K_{n_y} \dot{\vartheta}}$ ,  $a_2^* = \frac{a_2}{1 + K_{n_y} \dot{\vartheta}}$ ,  $a_3^* = \frac{a_3}{1 + K_{n_y} \dot{\vartheta}}$ ;

$K_{n_y}^{\dot{\vartheta}}$  – коефіцієнт підсилення передаточної функції

$$W_{\dot{\vartheta}}^B(p) \text{ контура демпфірування} - K_{n_y}^{\dot{\vartheta}} = \frac{K_{n_y} V}{g K_{\dot{\vartheta}}}.$$

Розкладемо знаменник передаточної функції (12.16) на співмножники й отримаємо

$$W_{\dot{\vartheta}}^{n_{y3}}(p) = \frac{(T_i p + 1)(T_0 p + 1) K_{\text{АПУ}}}{(T_{n_y} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_i^{*2}} + 2 \frac{\xi_i^*}{\omega_i^*} p + 1 \right)}. \quad (12.17)$$

Враховуючи значення коефіцієнта  $K_{n_y}^{\dot{\vartheta}} \approx 100 \dots 150$  і співвідношення для параметрів контура демпфірування  $T_{\dot{\vartheta}i}$ ,  $\omega_i$  (див. співвідношення (12.11)), отримаємо параметри передаточної функції (12.17):

$$T_{n_y} = a_1^* \approx \frac{T_{\dot{\vartheta}i}}{K_{n_y}^{\dot{\vartheta}}} + T_i; \quad \omega_i^{*2} = \frac{a_1^*}{a_3^*} = \frac{a_1 + K_{n_y}^{\dot{\vartheta}} T_i}{a_3} = \omega_i^2 + \frac{K_{n_y}^{\dot{\vartheta}} T_i}{a_3}. \quad (12.18)$$

Передаточна функція розімкненого контура управління кутом тангажа, яка побудована на основі АПУ з ізодромним зворотним зв'язком, аналогічна передаточній функції (12.12) – передаточній функції контура з АПУЗ3 і має вигляд

$$W_{\dot{\vartheta}}(p) = \frac{(T_i p + 1)(T_0 p + 1) K_{\text{пс}}}{(T_{n_y} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_i^{*2}} + 2 \frac{\xi_i^*}{\omega_i^*} p + 1 \right)}, \quad (12.19)$$

$$\text{де } K_{\text{пс}} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}}{K_{n_y}} K_{\text{АПУ}}.$$

Порівнюючи параметри передаточних функцій (12.19) та (12.12) (ЛАЧХ останньої зображена на рис. 12.7), відмітимо, що в контурі з АПУ частота  $T_{n_y}^{-1}$  (на рис. 12.7 – частота  $T_{\dot{\vartheta}}^{-1}$ ) необме-

жено наближається до частоти  $T_i^{-1}$ , що практично виключає вплив середньої ділянки ЛАЧХ з нахилом  $-40$  дБ/дек на процеси, що протікають у контурі управління і які пов'язані з низькочастотними кутовими коливаннями літака. Таким чином, введення в закон управління сигналу нормального перевантаження демпфірує низькочастотні коливання траєкторного руху літака. Це пояснюється також тим, що сигнал нормального перевантаження еквівалентний сигналу похідної від кута нахилу траєкторії.

Частота зрізу в цих контурах лежить в області частоти власних коливань ланки другого порядку (див. рис. 12.7). Оскільки  $\omega_1^* > \omega_1$  (див. співвідношення (12.18)), то в контурі з АПУ за рахунок підбору коефіцієнта  $K_9$  можна добитись більшої швидкодії при відпрацюванні заданого сигналу.

Якщо за внутрішній контур використовується статичний АПУ, то передаточна функція розімкнутого контура буде ідентичною передаточній функції контура зі статичним АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( див. співвідношення (12.6) та ЛАЧХ на рис. 12.3 ). У такому контурі нема підстав до виникнення низькочастотних коливань, але в контурі з АПУ частота  $\omega_{од}$  значно вище і більш віддалена від частоти  $T_0^{-1}$ . Знову ж, за рахунок підбору коефіцієнта підсилення в контурі з АПУ можна добитись більшої швидкодії при відпрацюванні заданого значення кута тангажа, а перехідний процес у контурі управління наблизити до ланки другого порядку. На рис. 12.9 зображені перехідні процеси відпрацювання заданого значення кута тангажа в контурі з АПУ і в контурі зі статичним АП<sub>9</sub>ЖЗЗ.

Механізм впливу основних збурень на контури з АПУ не має суттєвих відмін у порівнянні з розглянутим раніше. Але зауважимо, що при дослідженні реакції на вертикальний вітер необхідно враховувати миттєву зміну нормального перевантаження. Відповідно реакція контура на вертикальний вітер декілька змінюється.

У контурі з АПУ простіше організувати обмеження керуючого сигналу  $n_{y3}$ , за рахунок чого забезпечити політ з перевантажен-

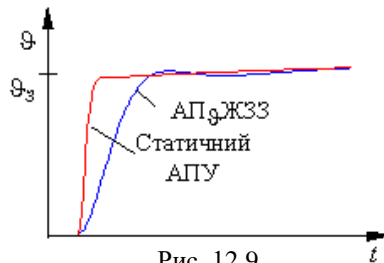


Рис. 12.9

нями, що не перевищують допустимих значень. Це надто важливо, наприклад, на таких режимах, як приведення літака до горизонтального польоту з будь-якого просторового положення.

### Контрольні питання

1. Чому при астатичній стабілізації кута тангажа горизонтальний політ літака при скиданні вантажу не зберігається,?

2. Як стабілізація кута тангажа віддзеркалюється на польоті літака в турбулентній атмосфері?

3. Запишіть можливі варіанти законів управління автопілотів тангажа з жорстким та ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

4. Використовуючи структурну схему (рис.12.2), проаналізувати статичні характеристики статичного та астатичного АП<sub>g</sub>ЖЗЗ. Отримати вирази для статичних помилок у контурі зі статичним АП<sub>g</sub>ЖЗЗ при дії різного роду збурень.

5. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_g$ ,  $K_{\dot{g}}$  у законі управління (12.2) статичного АП<sub>g</sub>ЖЗЗ на якість перехідних процесів.

6. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_g$ ,  $K_{\dot{g}}$ ,  $K_{\ddot{g}}$  у законі управління (12.4) астатичного АП<sub>g</sub>ЖЗЗ на якість перехідних процесів.

7. Чому доцільно додержуватися певних співвідношень між частотами  $\frac{K_{\ddot{g}}}{K_g}$  і  $\frac{1}{T_{\theta}}$  у контурі управління з астатичним АП<sub>g</sub>ЖЗЗ.

8. Використовуючи структурну схему (рис.12.2), проаналізувати статичні характеристики АП<sub>g</sub>ІЗЗ із законами управління (12.8), (12.13).

9. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_g$ ,  $K_{\dot{g}}$  у законі управління (12.8) АП<sub>g</sub>ЖЗЗ на якість перехідних процесів.

10. У чому особливості управління кутом тангажа через контур нормального перевантаження?

## Глава 13. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ

Управління висотою відноситься до найбільш високого рівня управління польотом (траєкторного) і є основою для реалізації польотного завдання. При цьому стабілізація заданої висоти є одним з основних режимів польоту.

На великих висотах у маршрутному польоті стабілізується барометрична висота, яка необхідна для ешелонування і забезпечення оптимальних режимів роботи авіаційного двигуна. При цьому профіль польоту обирається незалежно від рельєфу місцевості. Для автоматичної стабілізації висоти польоту в такому випадку використовується інформація барометричних коректорів висоти.

На малих висотах, а також на режимах автоматичного зльоту та посадки управління за сигналом барометричних датчиків не забезпечує видержування траєкторії польоту, що задана відносно земної поверхні. Тому в цих режимах необхідно управляти геометричною висотою, використовуючи сигнали відповідних датчиків.

У деяких випадках траєкторне управління пред'являє пілоту вимоги, які виходять за межі його психофізіологічних можливостей, особливо в режимах тривалої стабілізації заданої барометричної висоти або при польоті на малих висотах. З цього випливає необхідність автоматизації траєкторного управління польотом літака.

### 13.1. Особливості процесів, що протікають у контурах автоматичного управління висотою польоту.

#### Парирування основних збурень

Управляти траєкторією польоту в поздовжній площині можна, або змінюючи кут тангажа, або керуючи нормальним перевантаженням. Тому автоматичне управління висотою  $H$  будується на основі контурів управління кутом тангажа  $\vartheta$  або нормальним перевантаженням  $n_y$ .

Структура траєкторного контура управління, що побудований на основі автопілота тангажа, відрізняється тим, що задане значення кута тангажа формується залежно від закону управління висотою польоту. Узагальнена структурна схема автопілота тангажа, що реалізує управління висотою польоту, зображена на рис.13.1.

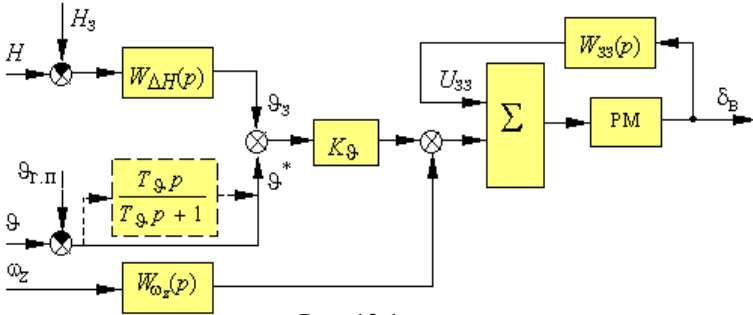


Рис. 13.1

Для астатичної стабілізації заданої висоти польоту  $H_3$  використовують канали з ізодромним зворотним зв'язком  $\left( W_{33}(p) = \frac{T_i p}{T_i p + 1} \right)$  або додають інтегрувальні ланки  $\left( W_{\Delta H}(p) = K_H + \frac{K \tilde{H}}{p} \right)$  у закон формування заданого кута тангажа в автопілотах з жорстким зворотним зв'язком.

Зауважимо, що задане значення кута тангажа  $\vartheta_3$ , яке формується траєкторним контуром, порівнюється з відхиленням кута тангажа від балансувального значення ( від кута тангажа горизонтального польоту  $\vartheta_{г.п.}$  ).

Найпростіший типовий закон управління висотою польоту, що реалізований в автопілоті тангажа з жорстким зворотним зв'язком, має вигляд:

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta^* - \vartheta_3) + W_{\omega_z}(p)\omega_z, \quad (13.1)$$

де  $\vartheta^* = \vartheta - \vartheta_{г.п.}$ ;  $\vartheta_3 = -\frac{K_H}{K_{\vartheta}}(H - H_3)$ ;  $W_{\omega_z}(p)$  – коректуючий

фільтр у колі сигналу датчика кутової швидкості (смуговий фільтр або ізодромна ланка);  $K_H$ ,  $K_{\vartheta}$  – передаточні числа закону управління.

Перетворюючи закон управління (13.1), запишемо

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_{г.п.}) + K_H(H - H_3) + W_{\omega_z}(p)\omega_z, \quad (13.2)$$



Процес автоматичного управління висотою польоту протікає так (див. рис. 13.1). При надходженні сигналу управління  $H_3$  для збільшення висоти польоту, рульова машина  $PM$  відхиляє руль висоти на кут пропорційний  $H_3$  (сервопривод охоплений жорстким зворотним зв'язком).

Момент  $M_z^{\delta_B} \delta_B$ , що виникає, спричиняє поворот поздовжньої осі літака (рис. 13.2 точка 1), це супроводжується збільшенням кута тангажа, атаки і, відповідно, піднімальної сили. Приріст піднімальної сили  $\Delta Y_a(\alpha)$  змінює траєкторію руху і переводить літак у режим набору висоти (точка 2). При збільшенні кута тангажа на

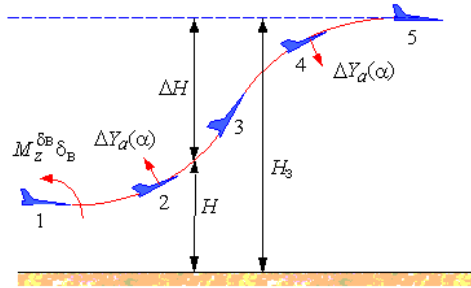


Рис. 13.2

вхід сервопривода буде надходити сигнал  $\vartheta^* = \vartheta - \vartheta_{Г.П}$  (див. рис. 13.1), який протилежний за знаком сигналу  $\Delta H = H - H_3$ . Останній при збільшенні висоти зменшується, внаслідок чого руль висоти піде до вихідного положення, зменшуючи кут атаки і відповідно піднімальну силу (точка 3, рис. 13.2). Подальше зменшення сигналу  $(H - H_3)$  спричиняє протилежне відхилення руля висоти. Виникають негативні прирости кута атаки і піднімальної сили, траєкторія руху починає вирівнюватись (точка 4). У точці 5 літак виходить у горизонтальний політ, а руль висоти й кут тангажа повертаються до своїх балансувальних значень  $\vartheta = \vartheta_{Г.П}$ . На рис. 13.3 зображені графіки перехідних процесів, що протікають у контурі управління.

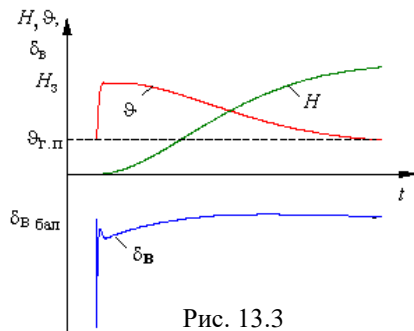


Рис. 13.3

Вищерозглянуте справедливо, якщо внаслідок набору висоти не змінюються умови

балансування літака. Відмітимо, що відсутність у законі управління (13.2) сигналу кута тангажа призведе до того, що в продовж всього часу набору висоти руль буде відхилений сигналом  $\Delta H = H - H_3$  для збільшення кута тангажа. Внаслідок цього при виході на задану висоту літак буде мати максимальний кут тангажа (максимальну вертикальну швидкість), перейде задану висоту і весь процес буде повторюватись. Виникають незгасаючі, а з урахуванням інерційності літака, розбіжні коливання по висоті, тобто така система управління структурно нестійка.

Таким чином, сигнал тангажа в контурі управління висотою польоту забезпечує структурну стійкість контура та демпфірує коливання центра мас літака. Складова, що пропорційна кутовій швидкості тангажа, забезпечує необхідну якість кутових рухів і на контур управління висотою польоту практично не впливає.

Роздивимось роботу контура у разі дії на літак зовнішніх збурень. Постійно діюче моментне збурення має бути компенсовано відхиленням руля висоти від балансувального положення. У цьому випадку на вхід сервопривода автопілота з жорстким зворотним зв'язком в усталеному режимі надходить сигнал із датчика зворотного зв'язку (див. рис. 13.1), який у свою чергу повинен бути компенсований сигналом управління. Вертикальна швидкість в усталеному режимі зникає за рахунок відновлення вихідного (балансувального) кутового положення. При цьому

$$\vartheta^* = \vartheta - \vartheta_{г.п} = 0.$$

Тому компенсація сигналу зворотного зв'язку можлива тільки за рахунок сигналу помилки стабілізації висоти польоту

$$\Delta H_{ст} = H - H_3 \neq 0.$$

Астатична стабілізація висоти при постійно діючому моментному збуренні забезпечується введенням у закон управління автопілота з жорстким зворотним зв'язком інтеграла від помилки  $\Delta H$ , або використанням каналів з ізодромним зворотним зв'язком. У першому випадку сигнал зворотного зв'язку буде компенсуватись сигналом інтеграла, а у другому випадку сигнал зворотного зв'язку  $U_{зз}$  (див. рис. 13.1) в усталеному режимі на вхід сервопривода не проходить, компенсувати його непотрібно, тому сигнал управління

також повинен дорівнювати нулю.

При дії на літак збурень, що порушують рівновагу сил по нормалі до траєкторії (рис. 13.4, а) (скидання вантажу, збільшення швидкості польоту, яке викликає приріст піднімальної сили, тощо), умови збереження горизонтального польоту забезпечуються тільки шляхом відновлення цієї рівноваги за рахунок зміни піднімальної сили (див. рис. 13.4, б).

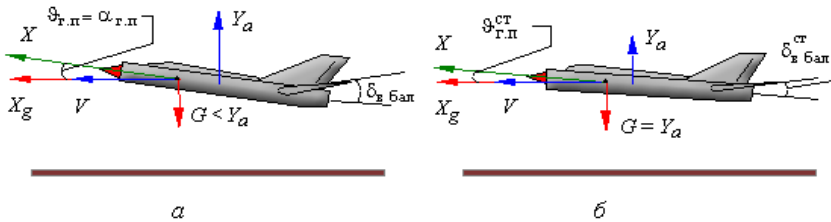


Рис. 13.4

Зміна піднімальної сили досягається зміною кута атаки (кута тангажа) горизонтального польоту (рис. 13.4 б), тобто

$$\vartheta_{г.п}^{ст} \neq \vartheta_{г.п} .$$

Руль висоти після відновлення горизонтального польоту у вихідне положення не повертається, оскільки забезпечує необхідний приріст кута атаки в новому балансувальному положенні, тобто

$$\delta_{в.бал} \neq \delta_{в.бал}^{ст} .$$

Таким чином, в усталеному режимі на вхід сервопривода (див. рис. 13.1) надходить сигнал зворотного зв'язку і нове значення  $\vartheta_{г.п}^{ст}$ , які компенсуються сигналом помилки стабілізації висоти або сигналом інтеграла від помилки. Самої помилки у другому випадку не буде. Канал з ізодромним зворотним зв'язком не забезпечує астатичну стабілізацію висоти при дії таких збурень. Це пояснюється тим, що в усталеному режимі сигнал зворотного зв'язку  $U_{зз}$  на вході сервопривода дорівнює нулю, і зміна балансувального значення кута тангажа повинна компенсуватись на вході сервопривода сигналом помилки  $\Delta H_{ст} \neq 0$ .

Якщо в коло сигналу  $\vartheta^*$  включити ізодромну ланку  $\frac{T_{\vartheta p}}{T_{\vartheta p} + 1}$

(на рис. 13.1 цей канал показаний пунктирною лінією), то в усталеному режимі сигнал  $\vartheta^*$  на вхід сервопривода проходити не буде, компенсувати його непотрібно, тому помилка стабілізації висоти польоту буде дорівнювати нулю.

При влученні літака у висхідний струм повітря (рис. 13.5) миттєво виникає приріст кута атаки  $\Delta\alpha = \alpha_w$ . та відповідний приріст піднімальної сили.

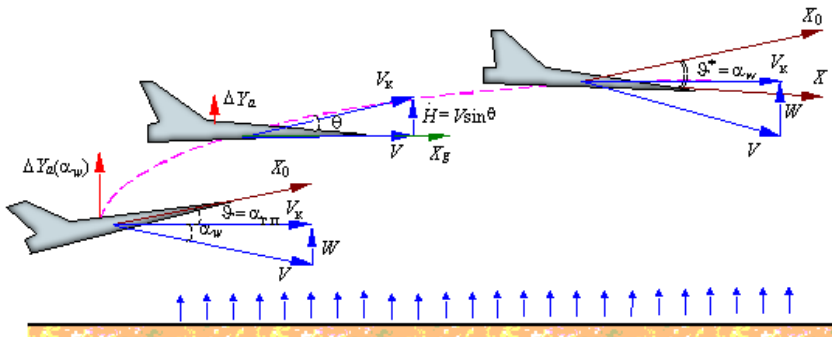


Рис. 13.5

Приріст піднімальної сили викликає вертикальну швидкість  $\dot{H}$ , яка зникає за рахунок відновлення балансу сил по нормалі до траєкторії. Останнє може бути виконано за рахунок ліквідування приросту кута атаки (піднімальної сили), який викликається вітром, шляхом зменшення кутового положення (кута тангажа) на кут  $\alpha_w$ . При цьому відновлюється балансування, тому балансувальне положення руля висоти залишається незмінним. Зауважимо, що стабілізація кута тангажа уповільнює процес відпрацювання вітрового збурення.

Таким чином, в усталеному режимі на вхід сервопривода (див. рис. 13.1) надходить сигнал  $\vartheta^* = \alpha_w$ . Способи компенсації цього сигналу на вході сервопривода визначають помилку стабілізації висоти після закінчення перехідного процесу. Для астатичної стабілізації висоти компенсація цього сигналу повинна здійснюва-

тися за схемами, що розглянуті раніше: використання інтеграла в законі управління автопілота з жорстким зворотним зв'язком або ізодромування сигналу кута тангажа в каналах з ізодромним зворотним зв'язком.

Для підвищення точності стабілізації висоти при входженні літака у вертикальні потоки повітря доцільно здійснювати управління на основі автопілотів перевантаження, а замість сигналу кута тангажа, що забезпечує стійкість контура управління висотою, вводити сигнал вертикальної швидкості  $\dot{H}$ . Цей сигнал отримують диференціюванням сигналу коректора висоти. На відміну від сигналу тангажа, сигнал вертикальної швидкості в усталеному режимі дорівнює нулю, дорівнює нулю також надмірне перевантаження. Тому при дії вертикального вітру навіть без введення інтеграла забезпечується астатична стабілізація заданої висоти польоту.

Оцінку динаміки контурів управління висотою польоту доцільно проводити з використанням методів теорії автоматичного керування.

### **13.2. Аналіз статичних і динамічних характеристик процесів управління висотою польоту з використанням контура тангажа**

Для дослідження процесів, що протікають у контурі управління висотою польоту, необхідно розширити математичну модель поздовжнього руху літака за рахунок кінематичного рівняння, яке описує траєкторний рух й зв'язує зміну висоти польоту з кутовими рухами (кутом нахилу траєкторії):

$$\dot{H} = V \sin \theta .$$

Лінеаризуючи кінематичне рівняння поздовжнього руху літака, отримаємо:

$$\Delta \dot{H} = (V_0 \cos \theta_0) \Delta \theta + \sin \theta_0 \Delta V .$$

Використовуючи перетворення Лапласа при нульових вихідних умовах, можна записати рівняння в операційній формі:

$$p \Delta H(p) = (V_0 \cos \theta_0) \Delta \theta(p) + \sin \theta_0 \cdot \Delta V(p) .$$

Якщо за програмний політ обирається горизонтальний політ з нульовим кутом нахилу траєкторії  $\theta$  та постійною швидкістю  $V =$

$V_0$ , (тобто  $\sin\theta_0 = 0$ ,  $\cos\theta_0 = 1$ ,  $\Delta V = 0$ ), тоді

$$p\Delta H(p) = V_0 \Delta\theta(p). \quad (13.3)$$

Кінематичне рівняння (13.3) поздовжнього руху літака можна записати також у безрозмірній операційній формі:

$$pH(p) = \frac{\theta(p)}{\tau_a}, \quad (13.4)$$

де  $H = \frac{\Delta H}{\tau_a V_0}$ ;  $\tau_a = \frac{m}{\rho V_0 S}$ ;

$\tau_a V_0$  – висота польоту, яка обрана за базову величину.

За базову величину для кута нахилу траєкторії обирається величина в один радіан.

Структурну схему контура управління висотою польоту, що використовує за внутрішній контур контур управління кутом тангажа, можна побудувати на основі структурних схем, які зображені на рис. 12.1, 12.2, доповнюючи їх передаточною функцією, що зв'яже зміну висоти польоту з кутом нахилу траєкторії. Використовуючи співвідношення (13.4), одержимо цю передаточну функцію.

$$W_H^\theta(p) = \frac{H(p)}{\theta(p)} = \frac{1}{\tau_a p}.$$

Формуючи зворотний зв'язок за висотою польоту, отримаємо контур управління висотою. Структурна схема контура управління висотою польоту зображена на рис. 13.6.

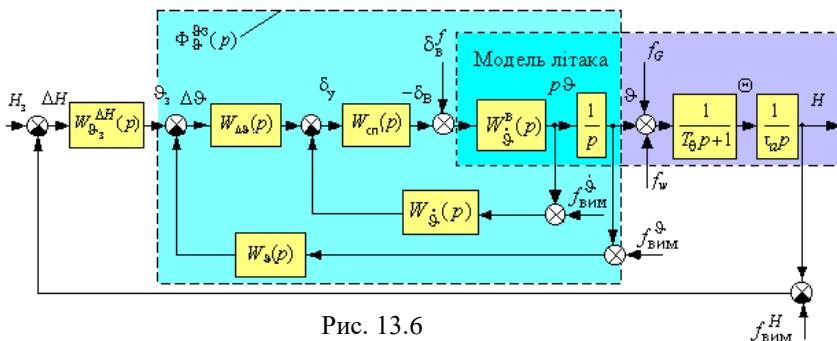


Рис. 13.6

На структурній схемі показані основні збурюючі впливи: моментні збурення  $\delta_B^f$ ; збурення, що порушують рівновагу сил по нормалі до траєкторії при скиданні вантажу і при дії вертикального вітру,  $f_G$ ,  $f_w$ ; похибки вимірювання фазових координат  $f_{\text{ВИМ}}^H$ ,  $f_{\text{ВИМ}}^{\mathcal{Q}}$ ,  $f_{\text{ВИМ}}^{\mathcal{Q}}$ .

Зі структурної схеми випливає роль контура управління кутом тангажа, який забезпечує структурну стійкість контура управління висотою.

При відсутності зворотного зв'язку з тангажа в розімкненому контурі управління висотою залишаються дві інтегральні ланки, які неохоплені зворотним зв'язком, і управління можливо тільки при введенні сигналу похідної за висотою польоту.

Передаточна функція  $W_{\mathcal{Q}_3}^{\Delta H}(p)$  відображає перетворення сигналу  $H - H_3$  у сигнал  $\mathcal{Q}_3$ . Передаточна функція  $W_{\mathcal{Q}}(p)$  передбачає включення в окремих випадках в коло сигналу  $\mathcal{Q}$  ізодромної ланки.

Згорнемо структурну схему, замінюючи замкнений внутрішній контур – контур тангажа еквівалентною передаточною функцією  $\Phi_{\mathcal{Q}_3}^{\mathcal{Q}}(p)$ , а збурення, що діють усередині замкненого контура тангажа, зведемо до його входу, використовуючи правила перетворення структурних схем. У такому вигляді структурна схема контура управління висотою польоту зображена на рис. 13.7.

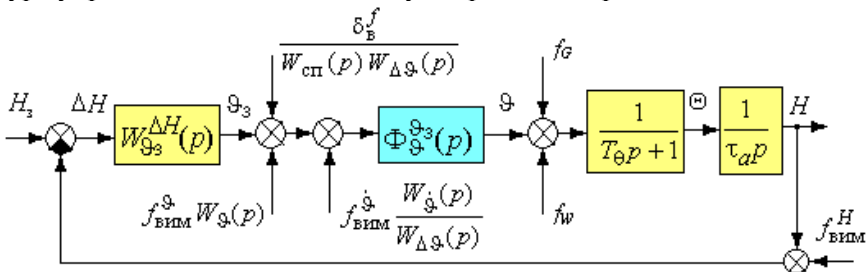


Рис. 13.7

Проаналізуємо динаміку окремих контурів управління висотою польоту.

### 13.2.1. Управління висотою польоту через автопілот тангажа з жорстким зворотним зв'язком

Частіше всього як внутрішній контур управління висотою польоту використовується статичний автопілот тангажа з жорстким зворотним зв'язком ( $W_{\text{ст}}(p)=1$ ), який реалізує закон управління

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta. \quad (13.5)$$

Зразу відмітимо, що в рамках математичної моделі, яка досліджується, параметри руху літака одержані у відхиленнях від програмних значень (для горизонтального прямолінійного польоту). Таким чином, під  $\vartheta$  розуміють відхилення кута тангажа від програмного – кута тангажа горизонтального польоту. При управлінні висотою польоту задане (відносно програмного) значення кута тангажа формується передаточною функцією  $W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p)$  за різними законами.

При пропорційному регулюванні – АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ ( $H$ )

$$\vartheta_3 = \frac{K_H}{K_{\vartheta}}(H_3 - H); \quad W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p) = \frac{K_H}{K_{\vartheta}}. \quad (13.6)$$

Закон управління (13.5) для такого випадку можна записати у вигляді

$$\delta_B = K_{\vartheta} \vartheta + K_H (H - H_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta. \quad (13.7)$$

При введенні в закон управління інтеграла АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ ( $H, \tilde{H}$ )

$$\vartheta_3 = \frac{1}{K_{\vartheta}} \left( K_H + \frac{K_{\tilde{H}}}{p} \right) (H_3 - H); \quad W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p) = \frac{K_{\tilde{H}}}{K_{\vartheta} p} \left( \frac{K_H}{K_{\tilde{H}}} p + 1 \right); \quad (13.8)$$

$$\delta_B = K_{\vartheta} \vartheta + \left( K_H + \frac{K_{\tilde{H}}}{p} \right) (H - H_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta.$$

Якщо в закон управління вводиться похідна від висоти та інтеграл АП<sub>ϑ</sub>ЖЗЗ ( $H, \dot{H}, \tilde{H}$ ), то маємо:

$$\vartheta_3 = \frac{1}{K_{\vartheta}} \left( K_H + K_{\dot{H}} p + \frac{K_{\tilde{H}}}{p} \right) (H_3 - H); \quad W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p) = \frac{K_{\tilde{H}}}{K_{\vartheta} p} \left( \frac{K_{\dot{H}}}{K_{\tilde{H}}} p^2 + \frac{K_H}{K_{\tilde{H}}} p + 1 \right); \quad (13.9)$$

$$\delta_B = K_{\vartheta} \vartheta + \left( K_H + K_{\dot{H}} p + \frac{K_{\tilde{H}}}{p} \right) (H - H_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta.$$



Для аналізу динаміки необхідно отримати передаточну функцію розімкнутого контура

$$W_H(p) = W_{\mathfrak{g}_3}^{\Delta H}(p) \Phi_{\mathfrak{g}_3}^{\mathfrak{g}_3}(p) \frac{1}{\tau_a(T_\theta p + 1)p}. \quad (13.10)$$

Передаточна функція замкненого контура тангажа  $\Phi_{\mathfrak{g}_3}^{\mathfrak{g}_3}(p)$  може бути одержана з (12.6) у вигляді

$$\Phi_{\mathfrak{g}_3}^{\mathfrak{g}_3}(p) = \frac{W_{\mathfrak{g}_3}(p)}{1 + W_{\mathfrak{g}_3}(p)} = \frac{T_\theta p + 1}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}, \quad (13.11)$$

$$\text{де } a_3 = \frac{1}{K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B \omega_{\alpha d}^2}; \quad a_2 = \frac{2\xi_{\alpha d}}{K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B \cdot \omega_{\alpha d}}; \quad a_1 = \frac{1 + K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B T_\theta}{K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B}.$$

Розкладаючи знаменник передаточної функції (13.11) на співмножники (див. правила (11.14), (11.15), отримаємо:

$$\Phi_{\mathfrak{g}_3}^{\mathfrak{g}_3}(p) = \frac{(T_\theta p + 1)}{(T_\theta p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\mathfrak{g}}^2} + 2 \frac{\xi_{\mathfrak{g}}}{\omega_{\mathfrak{g}}} p + 1 \right)}, \quad (13.12)$$

$$\text{де } T_{\mathfrak{g}} = a_1 = T_\theta + (K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B)^{-1};$$

$$\xi_{\mathfrak{g}} = \frac{\xi_{\alpha d}}{\sqrt{1 + K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B T_\theta}}; \quad \omega_{\mathfrak{g}}^2 = \frac{a_1}{a_3} = \omega_{\alpha d}^2 (1 + K_{\mathfrak{g}} K_{\mathfrak{g}_d}^B T_\theta).$$

Підставляючи (13.12) в (13.10), одержуємо з урахуванням (13.6), (13.8) і (13.9) передаточні функції розімкнутого контура управління висотою для різних законів управління:

– для АП<sub>g</sub>ЖЗЗ (H)

$$W_H(p) = \frac{K_{\text{пс}}}{p(T_\theta p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\mathfrak{g}}^2} + 2 \frac{\xi_{\mathfrak{g}}}{\omega_{\mathfrak{g}}} p + 1 \right)}, \quad (13.13)$$

$$\text{де } K_{\text{пс}} = \frac{K_H}{K_{\mathfrak{g}} \tau_a};$$

– для АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H, \tilde{H}$ )

$$W_H(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{K_H}{K_{\tilde{H}}} p + 1 \right)}{p^2 (T_9 p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (13.14)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\tilde{H}}}{K_9 \tau_a}$ ;

– для АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H, \dot{H}, \tilde{H}$ )

$$W_H(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{p^2}{\omega_H^2} + 2 \frac{\xi_H}{\omega_H} p + 1 \right)}{p^2 (T_9 p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (13.15)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\tilde{H}}}{K_9 \tau_a}$ ;  $\omega_H^2 = \frac{K_{\tilde{H}}}{K_{\dot{H}}}$ ;  $\xi_H = \frac{0,5 K_H}{\sqrt{K_{\tilde{H}} K_{\dot{H}}}}$ .

На рис. 13.8, 13.9 зображені асимптотичні ЛАЧХ, що відповідають передаточним функціям (13.13), (13.14) при різних значеннях передаточних чисел. При побудові ЛАЧХ врахований вплив  $K_9$  на частоту  $(T_9)^{-1}$ .

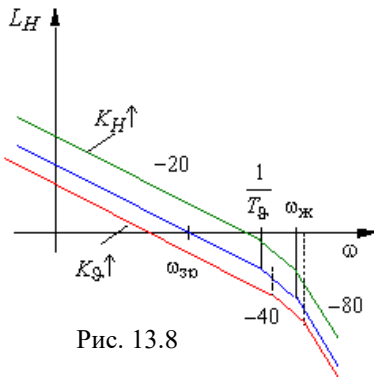


Рис. 13.8

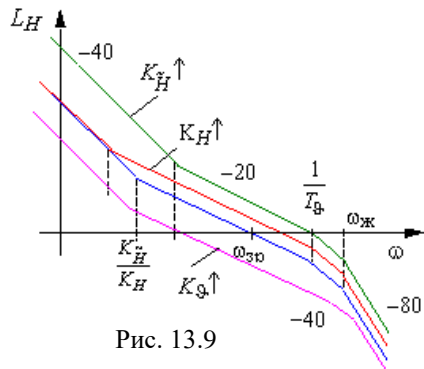


Рис. 13.9

Аналізуючи зміни параметрів ЛАЧХ, зауважимо, що зменшення передаточного числа  $K_H$  і збільшення  $K_D$  затягує час перехідного процесу відпрацювання  $H_3$ , але зменшує коливальність у контурі з частотами, що наближуються до  $f \approx (T_D)^{-1}$ . Однак при цьому в контурі з АПДЖЗЗ ( $H, \tilde{H}$ ) можуть виникати коливання низької частоти ( $f \approx \frac{K_{\tilde{H}}}{K_H}$ ). Збільшення передаточного числа  $K_H$  викликає зворотні зміни якості перехідного процесу. Збільшення передаточного числа  $K_{\tilde{H}}$  призводить до зменшення ділянки ЛАЧХ з нахилом  $-20$  дБ/дек, погіршується стійкість контура управління, збільшується коливальність.

Для аналізу динаміки контура з АПДЖЗЗ ( $H, \dot{H}, \tilde{H}$ ) зобразимо реальну ЛАЧХ (рис. 13.10), що відповідає передаточній функції (13.15) при різних значеннях передаточних чисел.

Аналіз ЛАЧХ показує, що збільшення  $K_H$  демпфірує у контурі управління коливання низьких частот з  $f \approx 1,25 \sqrt{\frac{K_{\tilde{H}}}{K_H}}$  (нахил реальної ЛАЧХ на низьких частотах зменшується через збільшення  $\xi_H$ ). При

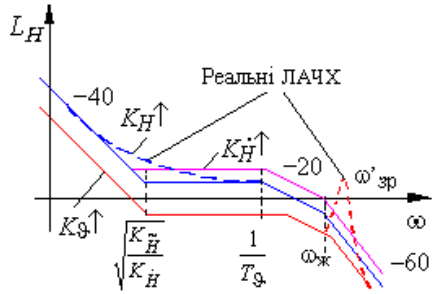


Рис. 13.10

побудові ЛАЧХ враховується вплив  $K_D$  не тільки на частоту  $(T_D)^{-1}$ , але також на частоту  $\omega_j$  і на декремент згасання  $\xi_{ж}$ . Збільшення передаточного числа  $K_D$  впливає на якість перехідних процесів, так само як і в раніше розглянутих варіантах управління. Але при значних збільшеннях передаточного числа  $K_D$  на частоті  $\omega_j$  може з'явитись сплеск ( $\xi_{ж} \downarrow$ ) і додаткова частота зрізу  $\omega'_{zp}$ , на якій нахил реальної ЛАЧХ перевищує  $-20$  дБ/дек. Це свідчить про

появу в контурі управління висотою високочастотних коливань, що зв'язані з коливаннями у внутрішньому контурі – контурі тангажа.

Збільшення передаточного числа  $K_{\dot{H}}$  збільшує демпфіруючий вплив на низькочастотні коливання, але підсилює коливання з частотою  $f \approx \omega_{ж}$ .

Відмін впливу передаточного числа  $K_{\tilde{H}}$  в даному контурі в порівнянні з раніше розглянутими немає. При аналізі не враховувався вплив  $K_{\dot{H}}$ ,  $K_{\tilde{H}}$  на декремент згасання  $\xi_H$ . Аналіз ЛАЧХ (рис. 13.10, 13.8 і 13.9) свідчить про те, що контур з АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H, \dot{H}, \tilde{H}$ ) володіє кращою швидкодією відпрацювання  $H_3$ . Частота зрізу, яка визначає час перехідного процесу, в даному контурі зростає. Структурний аналіз контурів управління (див. рис. 13.7) показує, що в системі забезпечується астатизм другого порядку для помилки  $\Delta H$  за керуючим впливом  $H_3$  для АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H, \tilde{H}$ ) і АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H, \dot{H}, \tilde{H}$ ), а для АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H$ ) – астатизм першого порядку. При стабілізації  $H$  по відношенню до всіх діючих збурень крім  $f_{\text{ВІМ}}^H$  у контурах із введенням інтеграла забезпечується астатизм першого порядку, а в контурі з АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H$ ) будуть мати місце статичні помилки:

– при дії постійного моментного збурення  $\delta_B^f$

$$\Delta H_f^B = \frac{\delta_B^f}{K_H}; \quad (13.16)$$

– при наявності похибки виміру кута тангажа

$$\Delta H_f^g = \frac{K_g}{K_H} f_{\text{ВІМ}}^g; \quad (13.17)$$

– при наявності похибки виміру кутової швидкості тангажа

$$\Delta H_f^{\dot{g}} = \frac{K_{\dot{g}}}{K_H} f_{\text{ВІМ}}^{\dot{g}}; \quad (13.18)$$

– при наявності вертикального вітру

$$\Delta H_f^W = \frac{K_{\vartheta}}{K_H} f_w; \quad (13.19)$$

– при скиданні вантажу (без урахування моментних збурень від скидання вантажу)

$$\Delta H_f^G = \frac{K_{\vartheta}}{K_H} f_G. \quad (13.20)$$

При отриманні залежностей (13.16)...(13.20) використовується правило, що наведено у підрозділі 11.2.1. У будь-якому контурі неточність виміру висоти  $f_{\text{вим}}^H$  цілком переходить у помилку управління.

Як висновок можна відмітити, що контури управління з введенням інтеграла мають кращі статичні властивості, хоча стійкість таких контурів погіршується.

### 13.2.2. Управління висотою польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком

Закон управління для АП□ІЗЗ при  $W_{\square}(p)=1$  (див. рис. 13.6) має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta. \quad (13.21)$$

При управлінні висотою польоту задане значення кута тангажа у законі управління (13.21) (задане відносно кута тангажа горизонтального польоту  $\vartheta_{г.н}$ ) формується передаточною функцією  $W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p)$  (див. рис. 13.7) у вигляді

$$\vartheta_3 = \frac{K_H}{K_{\vartheta}} (H_3 - H); \quad W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p) = \frac{K_H}{K_{\vartheta}}. \quad (13.22)$$

Розгорнутий закон управління можна подати таким чином:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{\vartheta} \cdot \vartheta + K_H (H - H_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta. \quad (13.23)$$

Передаточна функція внутрішнього контура – контура тангажа може бути одержана з (12.12) у вигляді

$$\Phi_{\mathfrak{g}_3}^{\mathfrak{g}_3}(p) = \frac{W_{\mathfrak{g}}(p)}{1+W_{\mathfrak{g}}(p)} = \frac{(T_1 p + 1)(T_0 p + 1)}{a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}. \quad (13.24)$$

Обмежуючись розгляданням тільки низькочастотних складових руху тангажа, запишемо наближений вираз для передаточної функції внутрішнього контура

$$\Phi_{\mathfrak{g}_3}^{\mathfrak{g}_3}(p) \approx \frac{(T_1 p + 1)(T_0 p + 1)}{\left( \frac{p^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}, \quad (13.25)$$

де  $\frac{1}{\omega_i^2} = a_2$ , тоді  $\omega_i = \frac{1}{\sqrt{T_i T_0 + \frac{T_{\mathfrak{g}_i} K_{\mathfrak{g}}}{K_{\mathfrak{g}}}}}$ ;

$$2 \frac{\xi_i}{\omega_i} = a_1, \text{ тоді } \xi_i = \left( \frac{K_{\mathfrak{g}}}{K_{\mathfrak{g}}} + T_i + T_0 \right) \frac{\omega_i}{2}.$$

Підставляючи (13.25) в (13.10) і враховуючи (13.22), одержимо передаточну функцію розімкнутого контура:

$$W_H(p) \approx \frac{K_{\text{пс}}(T_1 p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}, \quad (13.26)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_H}{K_{\mathfrak{g}} \tau_a}$ .

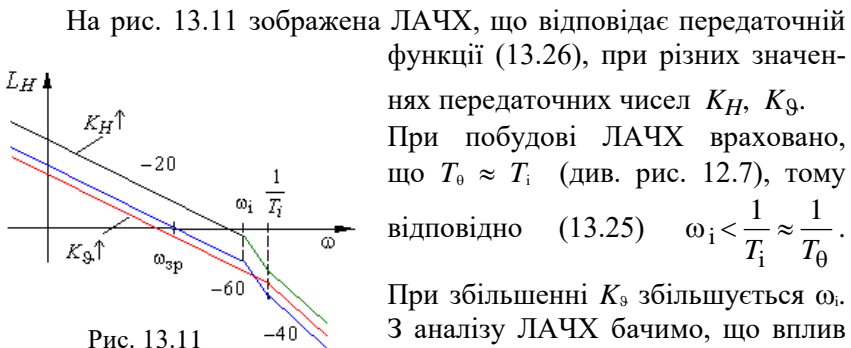


Рис. 13.11

На рис. 13.11 зображена ЛАЧХ, що відповідає передаточній функції (13.26), при різних значеннях передаточних чисел  $K_H$ ,  $K_{\mathfrak{g}}$ .

При побудові ЛАЧХ враховано, що  $T_0 \approx T_i$  (див. рис. 12.7), тому відповідно (13.25)  $\omega_i < \frac{1}{T_i} \approx \frac{1}{T_0}$ .

При збільшенні  $K_{\mathfrak{g}}$  збільшується  $\omega_i$ . З аналізу ЛАЧХ бачимо, що вплив

передаточних чисел на динамічні властивості контура з АП<sub>9</sub>ІЗЗ ( $H$ ) аналогічний контуру з АП<sub>9</sub>ЖЗЗ ( $H$ ). Структурний аналіз контура з АП<sub>9</sub>ІЗЗ ( $H$ ) (див. рис. 13.7) показує, що в контурі забезпечується астатизм першого порядку по відношенню до моментних збурень, оскільки  $W_{сп}(p) = \frac{T_i p + 1}{T_i p}$ , але при дії збурень, що порушують рів-

новагу сил ( $f_G, f_w$ ), а також при наявності похибок вимірників куткової швидкості та кута тангажа в контурі будуть мати місце статичні помилки.

Помилки усуваються, якщо в коло відповідних датчиків включити ізодромні ланки (див. рис. 13.6), тобто при

$$W_{\mathcal{G}}(p) = \frac{p}{T_{\mathcal{G}} p + 1}; \quad W_{\dot{\mathcal{G}}}(p) = K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1}. \quad (13.27)$$

Розгорнутий закон управління в цьому випадку має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{\mathcal{G}}^* \frac{T_{\mathcal{G}} p}{T_{\mathcal{G}} p + 1} \mathcal{G} + K_H (H - H_3) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z, \quad (13.28)$$

де  $K_{\mathcal{G}}^* T_{\mathcal{G}} = K_{\mathcal{G}}$ .

При такому законі управління передаточна функція  $\Phi_{\mathcal{G}^3}(p)$  внутрішнього контура містить у собі інтегровальну ланку і наближено може бути подана у вигляді

$$\Phi_{\mathcal{G}^3}(p) \approx \frac{(T_i p + 1)(T_{\theta} p + 1)(T_{\mathcal{G}} p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}, \quad (13.29)$$

де  $\omega_i = f(K_{\mathcal{G}})$ , тобто при збільшенні  $K_{\mathcal{G}}$  збільшується  $\omega_i$ .

При отриманні рівняння (13.29) враховувалось, що  $T_{\theta} = T_{\infty}$ . Передаточна функція розімкнутого контуру записується у вигляді

$$W_H(p) \approx \frac{K_{пс} (T_i p + 1)(T_{\mathcal{G}} p + 1)}{p^2 \left( \frac{p^2}{\omega_i^2} + 2 \frac{\xi_i}{\omega_i} p + 1 \right)}, \quad (13.30)$$

де  $K_{пс} = \frac{K_H}{K_{\mathcal{G}} \tau_a}$ .

На рис. 13.12 зображена ЛАЧХ, що відповідає (13.30), аналізуючи яку, можна відмітити, що при збільшенні  $K_{\vartheta}$  у контурі можуть виникати низькочастотні коливання ( $\omega_{зр} \rightarrow \leftarrow \frac{1}{T_{\vartheta}}$ ). Аналогічні явища

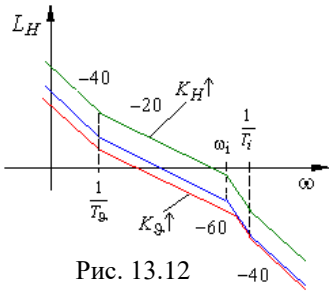


Рис. 13.12

спостерігались також у контурі з АП<sub>g</sub>ЖЗЗ ( $H, \tilde{H}$ ), тобто контур з законом управління (13.28) наближається за власними динамічними характеристиками до контура з АП<sub>g</sub>ЖЗЗ ( $H, \tilde{H}$ ).

Структурний аналіз контура управління з урахуванням (13.27), (13.29), показує, що при всіх діючих збуреннях, окрім  $f_{\text{ВИМ}}^H$ , у такому контурі забезпечується астатизм першого порядку.

### 13.3. Особливості автоматичного управління висотою польоту через контур перевантаження

За типовий закон управління висотою польоту можна розглянути закон (12.14), який в розгорнутому вигляді запишемо так:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_v = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{n_y} n_y + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta, \quad (13.31)$$

де  $\vartheta_3 = \frac{K_H}{K_{\vartheta}} (H_3 - H)$ .

Закон управління (13.31) не має принципових відмін від (13.23). Як і в раніше розглянутому контурі зворотний зв'язок з  $\vartheta$  забезпечує структурну стійкість управління висотою польоту. Наявність зворотного зв'язку з тангажа потребує прийняття особливих засобів (введення ізодрома в коло сигналу  $\vartheta$ ) для забезпечення астатизму при дії збурень, що порушують рівновагу сил по нормалі до траєкторії.

Передаточна функція розімкнутого контура має вигляд, аналогічний (13.26):



$$W_H(p) \approx \frac{K_{\text{пс}}(T_i p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_i'^2} + 2 \frac{\xi_i'}{\omega_i'} p + 1 \right)}, \quad (13.32)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_H}{K_{\vartheta} \tau_a}$ ;  $\omega_i' = f(K_{\vartheta}, K_{n_y})$ .

Основна відміна параметрів передаточної функції (13.32) від (13.26) полягає у тому, що  $\omega_i' > \omega_i$ . Тому час перехідного процесу відпрацювання  $H_3$  у контурі, що розглядається, буде менше. При збільшенні  $K_{n_y}$  частота  $\omega_i'$  збільшується, при цьому (див. рис. 13.11) частота зрізу  $\omega_{\text{зр}}$  відходить від частоти  $\omega_i'$ , кивальність у контурі з частотами  $f \approx 0,25\omega_i'$  зменшується, тобто в цьому випадку сигнал  $n_y$  відіграє роль демпфера траєкторних рухів літака.

Особливий інтерес являє собою управління висотою через контур перевантаження без використання сигналу кута тангажа, наприклад, через статичний АПУ за законом управління

$$\delta_B = K_{n_y}(n_y - n_{y3}) + K_{\vartheta} p \vartheta, \quad (13.33)$$

де  $\vartheta_3 = \frac{1}{K_{n_y}}(K_H + K_{\dot{H}} p)(H_3 - H)$ .

Розгорнутий закон управління (13.33) має вигляд

$$\delta_B = K_{n_y} n_y + (K_H + K_{\dot{H}} p)(H - H_3) + K_{\vartheta} p \vartheta \quad (13.34)$$

‘Структура такого контура управління зображена на рис. 13.13.

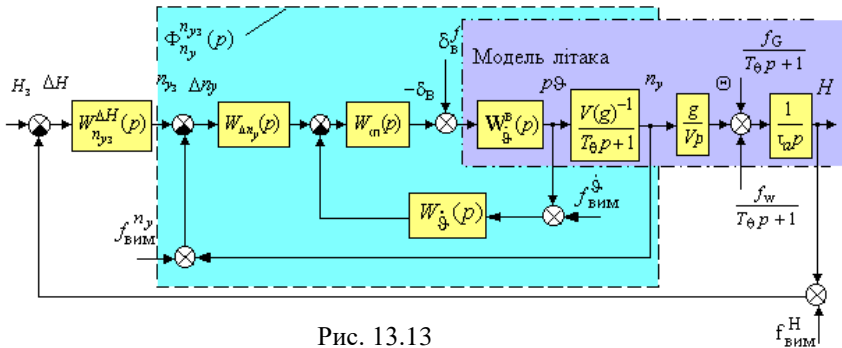


Рис. 13.13

На відміну від раніше розглянутих контурів тут збурення  $f_G$ ,  $f_w$  зведені до кута нахилу траєкторії. Збурення  $f_{\text{ВИМ}}^{n_y}$  відображає похибки вимірювання надмірного перевантаження. Останні позначення були оговорені раніше.

З аналізу структурної схеми випливає, що введення в закон управління сигналу похідної з відхилення від заданої висоти є обов'язковою умовою. У протилежному випадку контур структурно нестійкий.

Передаточна функція внутрішнього контура  $\Phi_{n_y}^{n_{yz}}(p)$  при  $W_{\dot{g}}(p) = K_{\dot{g}}$ ,  $W_{\Delta y}(p) = K_{n_y}$ ,  $W_{\text{ст}}(p) = 1$  з урахуванням (12.5) буде мати вигляд:

$$\Phi_{n_y}^{n_{yz}}(p) = \frac{W_{n_y}(p)}{1 + W_{n_y}(p)} = \frac{K_{n_y}^{n_{yz}}}{\left( \frac{p^2}{\omega_{n_y}^2} + 2 \frac{\xi_{n_y}}{\omega_{n_y}} p + 1 \right)}; \quad (13.35)$$

$$\text{де } W_{n_y}(p) = \frac{V K_{n_y} W_{\dot{g}}^B(p)}{g(T_{\theta} p + 1)}; \quad \omega_{n_y} = \omega_{\alpha} \sqrt{1 + K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B + K_{n_y} \frac{V}{g} K_{\dot{g}}^B};$$

$$\xi_{n_y} = \frac{2\xi_{\alpha}\omega_{\alpha} + K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B \omega_{\alpha}^2 T_{\theta}}{2\omega_{\alpha} \sqrt{1 + K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B + K_{n_y} \frac{V}{g} K_{\dot{g}}^B}};$$

$$K_{n_y}^{n_{yz}} = \left[ \frac{g(1 + K_{\dot{g}} K_{\dot{g}}^B)}{V K_{n_y} K_{\dot{g}}^B} + 1 \right]^{-1}.$$

Передаточна функція розімкнутого контура управління висотою з урахуванням (13.35) та

$$W_{n_{yz}}^{\Delta H}(p) = \frac{K_H}{K_{n_y}} \left( \frac{K_{\dot{H}}}{K_H} p + 1 \right)$$

запишеться у вигляді

$$W_H(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{K_{\dot{H}}}{K_H} p + 1 \right)}{p^2 \left( \frac{p^2}{\omega_{n_y}^2} + 2 \frac{\xi_{n_y}}{\omega_{n_y}} p + 1 \right)}, \quad (13.36)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{g}{V \tau_a} \frac{K_H K_{n_y}^{n_{y3}}}{K_{n_y}}$ .

Аналіз ЛАЧХ, що відповідає (13.36), при різних значеннях передаточних чисел (рис. 13.14) показує, що збільшення  $K_{n_y}$  спричиняє демпфіруючий вплив на коливання висоти з частотами  $f \approx \omega_{n_y}$ , але збільшує низькочастотні коливання з  $f \approx \frac{K_H}{K_{\dot{H}}}$ . Збільшення  $K_{\dot{H}}$  навпаки зменшує низькочастотні коливання ( $f \approx \frac{K_H}{K_{\dot{H}}}$ ), але збільшує

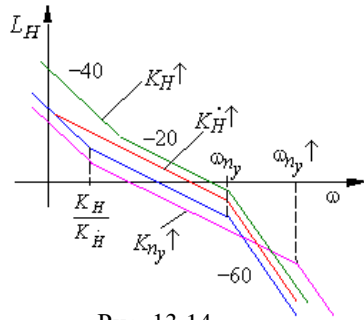


Рис. 13.14

коливання з частотами  $f \approx \omega_{n_y}$ . При збільшенні  $K_H$  ланка з нахилом  $-20$ дб/дек зменшується, погіршується стійкість, у контурі виникають коливання.

Структурний аналіз контура управління (див. рис. 13.13) показує, що в контурі забезпечується астатизм першого порядку навіть для астатичного АПУ при попаданні літака у вертикальні потоки повітря (збурення  $f_w$ ). По відношенню до моментних збурень у контурі буде мати місце статична помилка.

Якщо за внутрішній контур використовується астатичний АПУ ( $W_{\Delta n_y}(p) = K_{n_y} + \frac{K_{\tilde{n}_y}}{p}$ ) або канали з ізодромним зворотним

зв'язком у сервоприводі ( $W_{сп}(p) = \frac{T_i p + 1}{T_i p}$ ), то моментні збурення

будуть компенсуватись без помилок стабілізації висоти польоту.

### Контрольні питання

1. Яку роль у законі управління (13.3) відіграє сигнал кута тангажа?

2. Як забезпечується структурна стійкість контура управління висотою польоту, що побудований на основі контура нормального перевантаження?

3. Опишіть роботу схеми, що зображена на рис. 13.1, при відпрацюванні сигналу  $H_3$ .

4. Чому автопілот з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі не забезпечує астатичну стабілізацію висоти при дії збурень, що порушують рівновагу сил по нормалі до траєкторії (скидання вантажу, вітрові збурення)?

5. Запишіть можливі варіанти законів управління висотою польоту через контур тангажа.

6. Запишіть можливі варіанти законів управління висотою польоту через контур нормального перевантаження.

7. Використовуючи структурну схему (рис.13.6), проаналізувати статичні характеристики контура стабілізації висоти із законом управління (13.7). Отримати вирази для статичних помилок при дії різного роду збурень.

8. Оцінити вплив передаточного числа  $K_H$  у законі управління (13.8) на якість перехідних процесів.

9. Використовуючи структурну схему (рис.13.6), проаналізувати статичні характеристики контура стабілізації висоти із законами управління (13.23), (13.28).

10. Оцінити вплив передаточного числа  $K_3$  у законі управління (13.23) на якість перехідних процесів.

11. Використовуючи структурну схему (рис.13.13), проаналізувати статичні характеристики контура стабілізації висоти із законом управління (13.34).

## Глава 14. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ БІЧНИМ РУХОМ ЦЕНТРА МАС

Автоматичне управління бічним рухом центра мас вирішує низку важливих задач: видержування заданої лінії путі на різних етапах польоту, ліквідація бічної складової помилки прицілювання (бічна наводка), вихід на вісь ЗПС тощо.

За датчики інформації зовнішніх траєкторних контурів управління бічним рухом використовують навігаційні системи, системи наведення та системи посадки. Структура траєкторного управління бічним рухом, а також закони управління в багатьох випадках визначаються фізичною природою датчиків навігаційної інформації.

Так, наприклад, для радіотехнічних систем характерний значний рівень широкосмугових високочастотних завад, для інерціальних систем навігації, навпаки, характерні повільно зростаючі похибки. Деякі радіотехнічні системи обумовлюють нестационарність контура управління траєкторним рухом, наприклад, при заході на посадку.

### 14.1. Особливості процесів, що протікають у контурах автоматичного управління бічним рухом центра мас

Траєкторне управління бічним рухом традиційно реалізується через канал елеронів і будується на основі контурів управління кутовим рухом (крену та рискання). Винятком є контур безпосереднього управління бічною силою. Руль направлення, як правило, використовується для компенсації ковзання та демпфірування кутових коливань літака відносно нормальної осі.

Структурна схема каналу управління бічним рухом центра мас, що побудована на основі автопілота курсу, зображена на рис. 14.1.

Сигнал заданої зміни курсу літака  $\Delta\psi_3$ , який формується траєкторним контуром за інформацією про бічну координату, порівнюється з його відхиленням від програмного значення  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$  і на цій основі реалізується управління рухом центра мас. Сигнал кута крену (контур крену) забезпечує структурну стійкість руху літака за курсом.

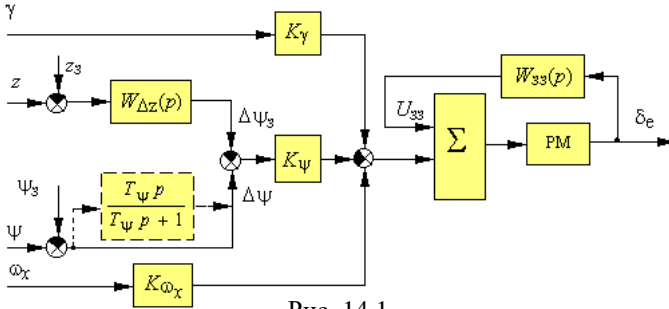


Рис. 14.1

Простіший закон управління, який реалізує ця схема, має вигляд:

$$\delta_e = K_\gamma \gamma - K_\psi (\Delta\psi - \Delta\psi_3) + K_{\omega_x} \omega_x, \quad (14.1)$$

де  $\Delta\psi_3 = \frac{K_z}{K_\psi} (z - z_3)$ ,  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ .

Розгорнутий закон управління (14.1) можна записати так:

$$\delta_e = K_\gamma \gamma - K_\psi (\psi - \psi_3) + K_z (z - z_3) + K_{\omega_x} \omega_x. \quad (14.2)$$

При відхиленні центра мас від заданої траєкторії (або при переході на нову траєкторію) сигнал  $\Delta z = z - z_3$  надходить до рульової машини, яка відхиляє елерони, внаслідок чого з'являється момент крену  $M_x^{\delta_e} \delta_e$  (рис. 14.2 точка 1). Літак нахилиється і на рульову машину надходить сигнал  $K_\gamma \gamma$ , спрямований протилежно сигналу бічного відхилення, що призводить до зменшення відхилення елеронів. Крен збільшується доки його сигнал не зрівноважить сигнал  $K_z \Delta z$ , а сигнал зворотного зв'язку (розглядається сервопривод з жорстким зворотним зв'язком) не поверне елерони у вихідне положення (рис. 14.2 точка 2). При нахиленні виникає горизонтальна складова підйомної сили, літак починає розворот, змінюючи траєкторію руху в задану сторону.

У процесі розвороту та наближення літака до заданої траєкторії сигнал  $\Delta z$  зменшується, а сигнал відхилення від програмно-

го кута рискання  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$  збільшується. Це спричиняє відхилення елеронів у протилежний бік і зменшення кута крену.

З часом кут крену стає рівним нулю і зростання сигналу  $\Delta\psi$  припиниться (рис. 14.2 точка 3), але літак продовжує зменшувати відхилення  $\Delta z$ . Сигнал  $\Delta z$  стає менше сигналу  $\Delta\psi$ , літак нахиляється у протилежний бік ( точка 4) і, змінюючи кривизну траєкторії, плавно наближається до заданої лінії шляху. Коли сигнал  $\Delta z$  буде дорівнювати нулю, кут крену та кут рискання повернуться до своїх вихідних значень.

Графіки перехідних процесів у контурі управління при відпрацюванні сигналу  $z_3$  зображені на рис. 14.3. Після аналізу роботи

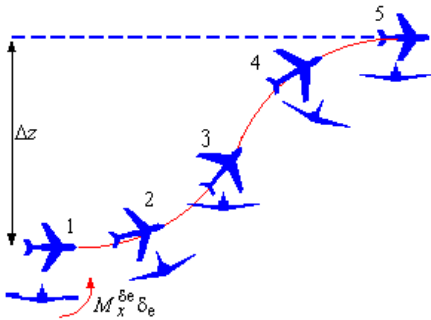


Рис. 14.2

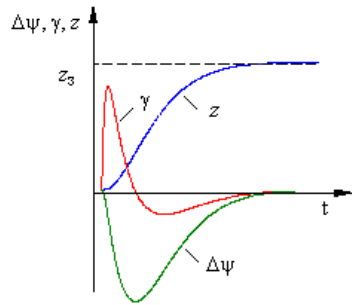


Рис. 14.3

каналу управління рухом центра мас можна зробити висновок, що введення в закон управління (14.2) сигналу кута рискання забезпечує стійкість контура управління. Відсутність сигналу кута рискання призвела б до того, що протягом всього часу наближення літака до заданої траєкторії кут крену не змінював би знак, тому кут рискання весь час зростав би. Завдяки цьому літак, маючи великий кут рискання, перейшов би задану траєкторію, знову почав повертатися до неї, з кожним разом збільшуючи амплітуду бічного відхилення, тобто процес управління був би нестійким.

Для астатичної стабілізації літака на заданій траєкторії при дії збурень використовують канали з ізодромним зворотним зв'язком

$\left( W_{33}(p) = \frac{T_i p}{T_i p + 1} \right)$  або додають інтегральну ланку  $\left( W_{\Delta z}(p) = K_z + \frac{K_{\tilde{z}}}{p} \right)$  у закон управління.

Зазначимо, що використання кута рискання для демпфірування руху центра мас призводить до появи статичної помилки в положенні центра мас у випадку попадання літака в усталений бічний вітровий струм ( рис. 14.4 ).

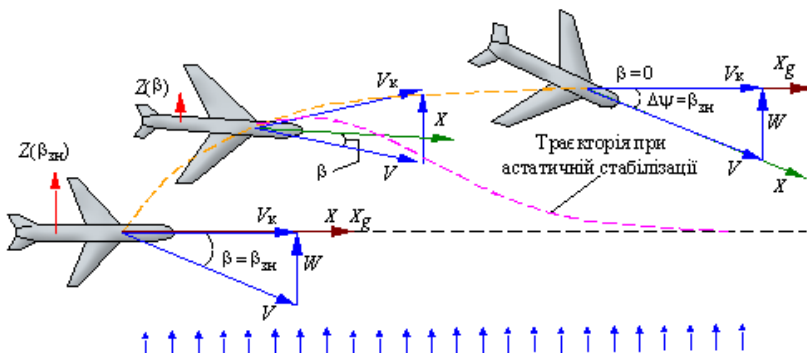


Рис. 14.4

Це пояснюється тим, що для усунення виникаючої при бічному вітрі сили  $Z(\beta_{\text{зн}})$ , яка зносить літак від заданої траєкторії, повздовжня вісь літака повинна бути повернута по вітру на кут знесення  $\beta_{\text{зн}}$ . При цьому в усталеному режимі сигнал  $\Delta\psi \neq 0$  на вході сервопривода (див. рис. 14.1) повинний бути зрівноважений сигналом помилки  $\Delta z_{\text{уст}}$ .

Для астатичної стабілізації центра мас літака на траєкторії при дії бічного вітру можуть використовуватись такі ж самі схеми, що й в контурах управління висотою польоту (використання інтеграла в каналах з жорстким зворотним зв'язком або ізодромовання сигналу  $\Delta\psi$  в каналах з ізодромним зворотним зв'язком). Зауважимо, що автоматичне управління бічним рухом центра мас має багато спільного з управлінням висотою польоту.

Проблем з астатичною стабілізацією центра мас при дії бічного вітру не виникає, якщо контур управління бічним рухом



центра мас побудований на основі контура крену. Але у цьому випадку для забезпечення стійкості в закон управління повинен бути включений сигнал швидкості бічного переміщення.

Цей сигнал на вході сервопривода в усталеному режимі дорівнює нулю, тому й помилка стабілізації центра мас  $\Delta z$ , за допомогою якої онулюється вхід сервопривода, буде дорівнювати нулю.

Постійно діючий момент відносно поздовжньої осі компенсується постійним відхиленням елеронів. При цьому з рульової машини ( див. рис. 14.1 ) надходить сигнал зворотного зв'язку, тому астатична стабілізація забезпечується шляхом використання сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком (  $U_{зз\ уст} = 0$  ), або шляхом включення в закон управління інтеграла від бічного відхилення, який зрівноважує на вході сервопривода сигнал жорсткого зворотного зв'язку.

Постійно діючий момент відносно нормальної осі компенсується моментом руля направлення , а бічна сила зрівноважується складовою піднімальної сили шляхом створенням залишкового крену. Залишковий крен на вході сервопривода можна компенсувати лише інтегралом від бічного відхилення, у протилежному випадку буде мати місце стала помилка бічного відхилення. Якщо у коло датчика кута крену включити ізодромну ланку, то в усталеному режимі сигнал крену на сервопривод надходити не буде, зрівноважувати його непотрібно, тому й помилка стабілізації бічної координати буде дорівнювати нулю.

Більш детально динаміку процесів, що відбуваюся у контурах автоматичного управління бічним рухом центра мас, можна проаналізувати з використанням методів теорії автоматичного керування.

#### **14.2. Аналіз статичних та динамічних характеристик управління бічним рухом центра мас через контур рискання**

Зв'язок бічного траєкторного руху з кутовим описується таким рівнянням:

$$\dot{z} = -V \sin \Psi , \quad (14.3)$$

де  $\Psi$  - кут шляху.

Лінеарізуючи співвідношення (14.3) для умов постійної швидкості, одержимо

$$\Delta \dot{z} = -(V_0 \cos \Psi_0) \Delta \Psi ,$$

а з урахуванням  $\cos\Psi_0 \approx 0$  отримаємо рівняння в безрозмірній операційній формі:

$$\tau_a p z(p) = -\Psi(p);$$

де  $z(p) = \frac{\Delta z(p)}{\tau_a V_0}$ ,  $\Psi(p) = \Delta\Psi(p)$ ,  $\tau_a = \frac{m}{\rho V_0 S}$ ,

тут за базове значення для кутових параметрів, як завжди, обираємо один радіан, а для бічної координати – умовну величину бічного відхилення  $\tau_a V_0$ .

Передаточна функція, що пов’язує зміну кута шляху зі зміною бічного відхилення, має вигляд:

$$W_z^\Psi(p) = \frac{z(p)}{\Psi(p)} = -\frac{1}{\tau_a p}. \quad (14.4)$$

При відсутності кута ковзання (ковзання ліквідується рулем направлення) кут шляху

$$\Psi = \psi \pm \beta_{\text{ЗН}}, \quad (14.5)$$

де  $\beta_{\text{ЗН}}$  – кут знесення.

Враховуючи (14.4), (14.5) і обираючи за основу схему, що зображена на рис. 11.12, отримаємо структурну схему контура управління бічним рухом центра мас, яка побудована на основі контура управління кутом ризиання (рис. 14.5).

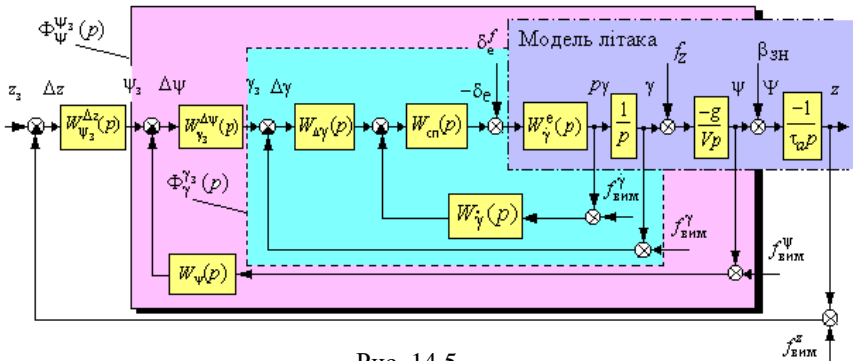


Рис. 14.5

Як доповнення до схеми (див. рис. 11.12) у цьому контурі показане збурення, що пов’язане з дією бічного вітру, (кут знесення  $\beta_{\text{ЗН}}$ ),

а в коло сигналу кута рискання включена ланка  $W_{\Psi}(p)$ , яка в окремих випадках набуває вигляду ізодромної ланки. Структурна схема наочно ілюструє необхідність зворотних зв'язків з  $\gamma$  та  $\psi$  при пропорційному регулюванні бічною координатою, оскільки у протилежному випадку розімкнутий контур має три інтегровальні ланки й з цієї причини структурно нестійкий. У згорнутому вигляді структурна схема зображена на рис. 14.6.

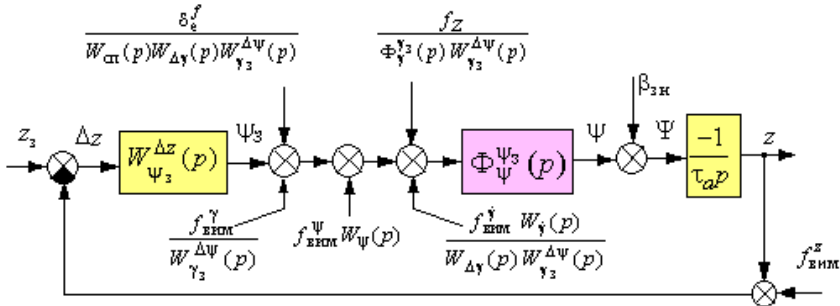


Рис. 14.6

### 14.2.1. Управління бічною координатою через автопілот рискання з жорстким зворотним зв'язком

Частіше всього управління бічним рухом центра мас здійснюється через статичний автопілот рискання з жорстким зворотним зв'язком, який реалізує закон управління

$$\delta_e = K_{\gamma} \gamma - K_{\Psi} (\Psi - \Psi_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma. \quad (14.6)$$

На схемі (рис. 14.5) для даного закону управління

$$W_{\text{сп}}(p) = 1; \quad W_{\Psi}(p) = 1; \quad W_{\Delta \gamma}(p) = K_{\gamma}; \quad W_{\dot{\gamma}}(p) = K_{\dot{\gamma}}; \quad W_{\gamma_3}^{\Delta \Psi}(p) = \frac{K_{\Psi}}{K_{\gamma}}.$$

Зміна заданого значення кута рискання в (14.6) формується передаточною функцією  $W_{\Psi_3}^{\Delta z}(p)$  за різними законами. Найбільш узагальнений закон – це закон управління з введенням похідної та інтеграла від бічної координати:

$$\Psi_3 = -\frac{1}{K_{\Psi}} \left( K_z + K_{\dot{z}} p + \frac{K_{\ddot{z}}}{p} \right) (z_3 - z); \quad W_{\Psi_3}^{\Delta z}(p) = -\frac{K_{\ddot{z}}}{K_{\Psi} p} \left( \frac{K_{\dot{z}}}{K_{\ddot{z}}} p^2 + \frac{K_z}{K_{\ddot{z}}} p + 1 \right);$$

$$\delta_e = K_\gamma \gamma - K_\Psi \Psi + \left( K_z + K_{\dot{z}} p + \frac{K_{\ddot{z}}}{p} \right) (z - z_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma. \quad (14.7)$$

Знак мінус перед передаточною функцією  $W_{\Psi_3}^{\Delta z}(p)$  враховує знак зв'язку між  $z$  та  $\Psi$ .

Для аналізу динаміки контура управління необхідно отримати передаточну функцію розімкнутого контура

$$W_z(p) = W_{\Psi_3}^{\Delta z}(p) \Phi_{\Psi_3}^{\Psi_3}(p) \left( \frac{-1}{\tau_a p} \right). \quad (14.8)$$

Передаточна функція внутрішнього замкнутого контура управління  $\Phi_{\Psi_3}^{\Psi_3}(p)$  може бути одержана з (11.8) у вигляді

$$\Phi_{\Psi_3}^{\Psi_3}(p) = \frac{W_\Psi(p)}{1 + W_\Psi(p)} = \frac{1}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}, \quad (14.9)$$

$$\text{де } a_3 = \frac{V}{g} \frac{T_\gamma}{K_\Psi K_{\dot{\gamma}}^e}; \quad a_2 = \frac{V}{g} \frac{(1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e)}{K_\Psi K_{\dot{\gamma}}^e}; \quad a_1 = \frac{V}{g} \frac{K_\gamma}{K_\Psi}.$$

Розкладаючи знаменник передаточної функції (14.9) на співмножники, отримаємо:

$$\Phi_{\Psi_3}^{\Psi_3}(p) = \frac{1}{(T_\Psi p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (14.10)$$

$$\text{де } T_\Psi = a_1 = \frac{V}{g} \frac{K_\gamma}{K_\Psi}; \quad \omega_{\text{ж}} = \sqrt{\frac{a_1}{a_3}} = \sqrt{\frac{K_\gamma K_{\dot{\gamma}}^e}{T_\gamma}}; \quad \xi_{\text{ж}} = \frac{0,5 \cdot (1 + K_{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}}^e)}{\sqrt{K_\gamma K_{\dot{\gamma}}^e T_\gamma}}.$$

Підставляючи (14.10) у (14.8), отримаємо з урахуванням (14.7) передаточну функцію розімкнутого контура управління бічною координатою

$$W_z(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{p^2}{\omega_z^2} + 2 \frac{\xi_z}{\omega_z} p + 1 \right)}{p^2 (T_{\Psi} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (14.11)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\tilde{z}}}{K_{\Psi} \tau_a}$ ;  $\omega_z^2 = \frac{K_{\tilde{z}}}{K_{\dot{z}}}$ ;  $\xi_z = \frac{0,5 K_z}{\sqrt{K_{\tilde{z}} K_{\dot{z}}}}$ .

Порівнюючи (14.11) з (13.15), можна зробити висновок про ідентичність динамічних властивостей контурів управління висотою польоту та бічною координатою. ЛАЧХ, що відповідає (14.11), при різних значеннях передаточних чисел зображена на рис. 14.7.

Вплив передаточних чисел  $K_{\Psi}$ ,  $K_z$ ,  $K_{\dot{z}}$ ,  $K_{\tilde{z}}$  у цьому контурі аналогічний впливу  $K_9$ ,  $K_H$ ,  $K_{\dot{H}}$ ,  $K_{\tilde{H}}$  у контурі управління висотою польоту. Аналогічні висновки можна отримати для законів управління типу (13.7), (13.8).

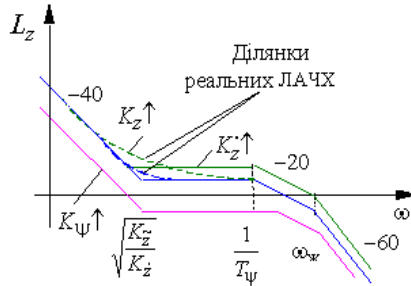


Рис. 14.7

Структурний аналіз контура управління бічною координатою (див. рис. 14.6) показує, що статичні властивості контурів управління поздовжнім і бічним рухом центра мас також ідентичні.

### 14.2.2. Управління бічною координатою через автопілот ризиання з ізодромним зворотним зв'язком

Закон управління для АП<sub>Ψ</sub>ІЗЗ (при  $W_{\Psi}(p) = 1$ , див. рис. 14.6) має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} - K_{\Psi} (\Psi - \Psi_3) + K_{\dot{\gamma}} p \dot{\gamma}. \quad (14.12)$$

Задане значення кута ризиання в законі управління (14.12) формується передаточною функцією  $W_{\Psi_3}^{\Delta z}(p)$  і має вигляд:

$$\Psi_3 = -\frac{K_z}{K_\Psi}(z_3 - z), \quad \text{звідси} \quad W_{\Psi_3}^{\Delta z}(p) = -\frac{K_z}{K_\Psi}. \quad (14.13)$$

Розгорнутий закон управління можна подати так:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma \gamma - K_\Psi \Psi + K_z(z - z_3) + K_\dot{\gamma} p \gamma. \quad (14.14)$$

Передаточна функція внутрішнього замкнутого контура управління може бути отримана з (11.16)

$$\Phi_{\Psi_3}^{\Psi_3}(p) = \frac{(T_i p + 1)}{a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}. \quad (14.15)$$

Обмежуючись розгляданням тільки низькочастотних складових руху літака з ривання, отримаємо з (14.15) наближений вираз для передаточної функції внутрішнього контура.

$$\Phi_{\Psi_3}^{\Psi_3}(p) \approx \frac{(T_i p + 1)}{\frac{p^2}{\omega_1^2} + 2 \frac{\xi_1}{\omega_1} p + 1}, \quad (14.16)$$

де  $\frac{1}{\omega_1^2} = a_2$ , тоді  $\omega_1 = \frac{1}{\sqrt{\left(T_i + \frac{K_\dot{\gamma}}{K_\gamma}\right) \frac{K_\gamma V}{K_\Psi g}}}$ ;  $2 \frac{\xi_1}{\omega_1} = a_1$ , тоді

$$\xi_1 = \frac{V}{g} \frac{K_\gamma}{K_\Psi} \frac{\omega_1}{2}.$$

Підставляючи (14.16) у (14.8), отримаємо з урахуванням (14.13) передаточну функцію розімкнутого контура.

$$W_z(p) \approx \frac{K_{\text{пс}}(T_i p + 1)}{p \left( \frac{p^2}{\omega_1^2} + 2 \frac{\xi_1}{\omega_1} p + 1 \right)}, \quad (14.17)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_z}{K_\Psi \tau_a}$ .

На рис. 14.8 зображена ЛАЧХ, що відповідає передаточній функції (14.17). Порівнюючи (14.17) з (13.26), можна також зробити висновок про ідентичність контурів управління висотою польоту та бічною координатою, що побудовані на основі автопілотів з ізодромним зворотним зв'язком.

Структурний аналіз контура управління (див. рис. 14.6) показує, що в статичних властивостях контурів управління висотою і бічною координатою також багато спільного. Контур не забезпечує астатичну стабілізацію положення центра мас при дії бічного вітру. Для забезпечення астатизму необхідно в коло датчика кута ристання включити ізодромну ланку –

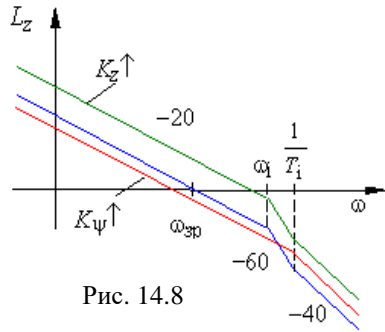


Рис. 14.8

$W_{\psi}(p) = \frac{P}{T_{\psi}p + 1}$ . Аналіз такого контура управління проведений в розділі 13.2.2 (див. формули 13.27...13.30).

На відміну від контура управління висотою польоту в контурі управління бічною координатою діє збурення  $f_z$  (див. рис. 14.5), яке пов'язане з незбалансованою поперечною силою  $Z(\beta, \delta_H)$ , яка у свою чергу виникає при дії постійного моментного збурення  $M_y^{зб}$ .

Для забезпечення астатизму по відношенню до цього збурення необхідно в коло датчика кута крену включити ізодромну ланку. Узагальнений закон управління бічним рухом центра мас для каналу з ізодромним зворотним зв'язком може бути зведений до такого вигляду:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = W_{\gamma}(p)\gamma - W_{\psi}(p)\psi + K_z(z - z_3) + K_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x. \quad (14.18)$$

Для забезпечення необхідних характеристик стійкості в перехідних режимах, закон управління (14.18) реалізується зі змінною структурою.

$$W_{\gamma}(p) = \begin{cases} K_{\gamma} & \text{при } \gamma > \gamma^* \\ K_{\gamma} \frac{T_{\gamma} p}{T_{\gamma} p + 1} & \text{при } \gamma \leq \gamma^* \end{cases}; \quad W_{\psi}(p) = \begin{cases} K_{\psi} & \text{при } \psi > \psi^* \\ K_{\psi} \frac{T_{\psi} p}{T_{\psi} p + 1} & \text{при } \psi \leq \psi^* \end{cases}. \quad (14.19)$$

У (14.19)  $\gamma^*$ ,  $\psi^*$  – задані для даного режиму значення кута крену та відхилення від програмного значення кута рискання, при яких відбувається зміна структури закону управління.

Управління бічним рухом центра мас може бути реалізоване також через контур крену.

### 14.3. Особливості статичних та динамічних характеристик управління бічним рухом центра мас через контур крену

Структурна схема контура управління бічним рухом центра мас через контур крену зображена на рис. 14.9. З аналізу структурної схеми виходить: в закон управління обов'язково повинна бути введена похідна від бічної координати. У протилежному випадку контур буде структурно нестійким.

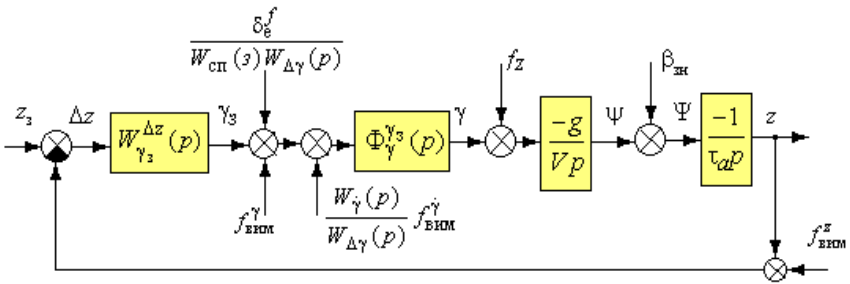


Рис. 14.9

Розглянемо управління бічним рухом центра мас через статичний АП<sub>γ</sub>ЖЗЗ.

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\dot{\gamma}} p \gamma, \quad (14.20)$$

де  $\gamma_3 = \frac{1}{K_\gamma} (K_z + K_{\dot{z}} p) (z_3 - z)$ .

Для закону управління (14.20) передаточні функції структурної схеми контура управління (рис. 14.5, 14.9) мають вигляд:

$$W_{\text{сп}}(p) = 1; W_{\Delta\gamma}(p) = K_\gamma; W_{\dot{\gamma}}(p) = K_{\dot{\gamma}}; W_{\gamma_3}^{\Delta z}(p) = \frac{K_z}{K_\gamma} \left( \frac{K_{\dot{z}}}{K_z} p + 1 \right). \quad (14.21)$$



Передаточна функція внутрішнього контура управління була отримана раніше ( див. (10.3), (11.10)) і має вигляд:

$$\Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(p) = \frac{1}{\frac{1}{\omega_{ж}^2} p^2 + 2 \frac{\xi_{ж}}{\omega_{ж}} p + 1}, \quad (14.22)$$

де  $\omega_{ж} = \sqrt{\frac{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^e}{T_{\gamma}}}$ ;  $\xi_{ж} = \frac{0,5(1 + K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^e)}{\sqrt{K_{\gamma} K_{\dot{\gamma}}^e T_{\gamma}}}$ .

Передаточна функція розімкнутого контура з урахуванням (14.21), (14.22) визначається зі співвідношення

$$W_z(p) = W_{\gamma_3}^{\Delta z} \Phi_{\gamma}^{\gamma_3}(p) \frac{g}{\tau_a V p^2} = \frac{K_{пс} \left( \frac{K_{\dot{z}}}{K_z} p + 1 \right)}{p^2 \left( \frac{1}{\omega_{ж}^2} p^2 + 2 \frac{\xi_{ж}}{\omega_{ж}} p + 1 \right)}, \quad (14.23)$$

де  $K_{пс} = \frac{g}{V} \frac{K_z}{K_{\gamma} \tau_a}$ .

На рис. 14.10 зображена ЛАЧХ, що відповідає (14.23). Порівнюючи (14.23) з (13.35), можна зробити висновок про ідентичність контура управління висотою, що побудований на основі статичного АПУ, та контура управління бічною координатою, що побудований на основі статичного АП<sub>γ</sub>ЖЗЗ.

Структурний аналіз контура управління (див. рис. 14.9) показує, що в контурі забезпечується астатизм першого порядку навіть для статичного АП<sub>γ</sub>ЖЗЗ при дії бічного вітру. По відношенню до моментних збурень у контурі

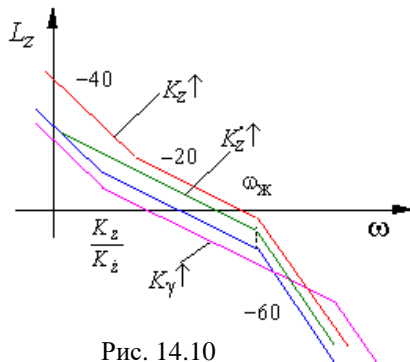


Рис. 14.10

буде мати місце статична помилка. При використанні каналу з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі в контурі забезпечується астатизм першого порядку по відношенню до збурення  $\delta_e^f$ , але по відношенню до збурення  $f_z$  статична помилка залишається. Для її усунення доцільно ізодромувати сигнал датчика кута крену.

### Контрольні питання

1. Яку роль у законі управління (14.2) відіграє сигнал кута рискання?
2. Як забезпечується структурна стійкість контура управління бічною координатою, що побудований на основі контура крену?
3. Опишіть роботу схеми, що зображена на рис. 14.1, при відпрацюванні сигналу  $\Delta z$ .
4. Як забезпечується астатичної стабілізації центра мас літака на траєкторії при дії бічного вітру?
5. Запишіть можливі варіанти законів управління бічною координатою через контур рискання.
6. Запишіть можливі варіанти законів управління бічною координатою через контур крену.
7. Використовуючи структурну схему (рис.14.5), проаналізувати статичні характеристики контура стабілізації центра мас для законів управління (14.2), (14.7), (14.14).
8. Оцінити вплив передаточного числа  $K_z$  у законі управління (14.7) на якість перехідних процесів.
9. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_\psi$ ,  $K_z$  у законі управління (14.14) на якість перехідних процесів.
10. Використовуючи структурну схему (рис.14.9), проаналізувати статичні характеристики контура стабілізації бічної координати із законом управління (14.20).
11. Оцінити вплив передаточних чисел  $K_\gamma$ ,  $K_z$ ,  $K_z$  у законі управління (14.20) на якість перехідних процесів.

## **Глава 15. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ**

Виконання польотного завдання пов'язано з додержуванням, певних умов польоту, що забезпечують прийнятні аеродинамічні характеристики й умови роботи двигунів. З цією метою забезпечується управління істинною повітряною швидкістю, приладною швидкістю, числом  $M$  польоту. Управління швидкістю польоту необхідно також при траєкторному управлінні (набір висоти, посадка, груповий політ). Багато задач траєкторного управління пов'язано з управлінням шляховою швидкістю (вихід у задану точку в заданий час). Для оптимального управління бічним маневром також необхідно координовано управляти перевантаженням літака і швидкістю польоту.

До останнього часу управління швидкістю польоту в основному здійснювалось через контур ручного управління. Порівняно повільний характер зміни швидкості на деяких етапах польоту не викликає труднощів при ручному управлінні. Однак на найбільш напружених етапах польоту ручне управління швидкістю не забезпечує необхідну точність. Автоматичне управління швидкістю польоту звільняє пілота від виконання цієї функції, дозволяючи йому зосередитись на вирішенні інших задач. У випадку нестійкості літака з швидкості автоматична стабілізація стає особливо необхідною.

Політ із заданою швидкістю може відбуватись як на постійній висоті, так і в режимах набору висоти та зниження. Управління швидкістю польоту здійснюється впливом на тягу двигуна або на положення руля висоти.

У першому випадку тангенціальне прискорення регулюється шляхом зміни тяги двигуна, а у другому – внаслідок зміни сили опору (сили лобового опору та складової сили ваги). Може здійснюватись і координоване управління – одночасно через канал руля висоти і канал тяги двигуна.

### **15.1. Математична модель процесів управління швидкістю польоту**

Створення відносно повної математичної моделі процесів управління швидкістю польоту є складною задачею. Така модель повинна містити повну систему рівнянь поздовжнього руху та сис-

тему рівнянь, що описує силову установку літака. Модель силової установки нелінійна і багатовимірна. При деякому спрощенні авіаційний двигун можна описати за допомогою передаточної функції аперіодичної ланки з введенням похідної та запізнення, тобто

$$W_{\delta_p}^{\delta_{c.g.}}(p) = \frac{\delta_p(p)}{\delta_{c.g.}(p)} = K_d \frac{T_1 p + 1}{T_d p + 1} e^{-\tau p},$$

де  $\delta_p$  – приріст тяги двигуна;  $\delta_{c.g.}$  – зміна положення сектора газу.

Більш розповсюджена математична модель двигуна типу аперіодичної ланки –

$$W_{\delta_p}^{\delta_{c.g.}}(p) = \frac{K_d}{T_d p + 1}, \quad (15.1)$$

дає більш грубий опис процесів, що протікають у силовій установці (похибка становить 20...22 %).

Для опису процесів управління швидкістю польоту необхідно використовувати модель поздовжнього руху літака, зокрема, рівняння сил у проекції на вісь  $OX_k$  траекторної системи координат, яке з урахуванням вітрових збурень ( поздовжньої складової вітру  $W_x$  ) має вигляд:

$$m(\dot{V} + \dot{W}_x) = P \cos \alpha - X_a - G \sin \theta.$$

Після лінеаризації, з урахуванням  $X_a = X_a(V, \alpha)$ ,  $P = P(V, \delta_p)$ , отримаємо:

$$\Delta \dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\theta \Delta \theta + \bar{a}_x^\alpha \Delta \alpha = \bar{a}_x^{\delta_p} \Delta \delta_p + \Delta \dot{W}_x, \quad (15.2)$$

де  $\Delta V$  – приріст повітряної швидкості;  $\Delta W_x$  – приріст поздовжньої складової вітру;  $\bar{a}_x^V, \bar{a}_x^\theta, \bar{a}_x^\alpha, \bar{a}_x^{\delta_p}$  – коефіцієнти лінеаризованого рівняння сил.

В безрозмірній операційній формі (15.2) має вигляд:

$$(p + a_x^V)V(p) + a_x^\theta \theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) = a_x^{\delta_p} \delta_p(p) + p W_x(p), \quad (15.3)$$

де  $V(p) = \frac{\Delta V(p)}{V_0}$ ,  $W_x(p) = \frac{\Delta W_x(p)}{V_0}$ ,  $\theta(p) = \Delta \theta(p)$ ,  $\alpha(p) = \Delta \alpha(p)$ ,  $\delta_p(p) = \Delta \delta_p(p)$

тут за базове значення для кутових параметрів, як завжди, обираємо значення в один радіан, а для повітряної швидкості та поздовжньої складової вітру – швидкість незбуреного руху  $V_0$ , тоді:

$$a_x^V = \bar{a}_x^V = \frac{X_a^V - P^V \cos \alpha_0}{m}; \quad a_x^\alpha = \frac{\bar{a}_x^\alpha}{V_0} = \frac{X_a^\alpha + P_0 \sin \alpha_0}{mV_0};$$

$$a_x^\theta = \frac{\bar{a}_x^\theta}{V_0} = \frac{g \cos \theta_0}{V_0}; \quad a_x^{\delta p} = \frac{\bar{a}_x^{\delta p}}{V_0} = \frac{P^{\delta p} \cos \alpha_0}{mV_0}.$$

Співвідношенням (15.1), (15.3) відповідає структурна схема, що зображена на рис. 15.1.

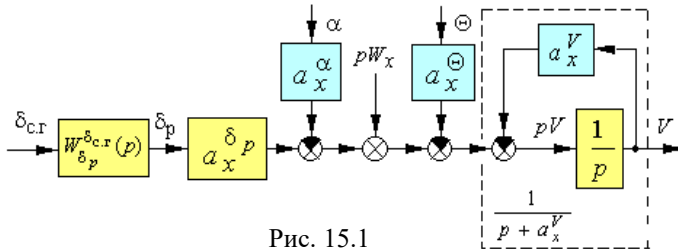


Рис. 15.1

Доповнюючи цю структурну схему структурною моделі кутового поздовжнього руху, отримаємо структурну схему математичної моделі процесів управління швидкістю польоту (рис.15.2).

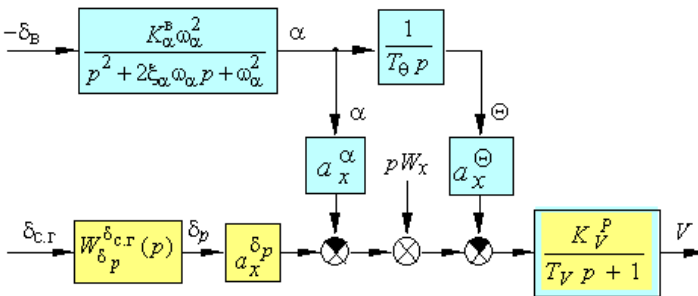


Рис. 15.2

У структурній схемі спостерігаються два способи управління швидкістю польоту – шляхом зміни тяги двигуна і за допомогою зміни кута атаки та кута нахилу траєкторії. В останньому випадку

використовується зміна сили лобового опору та зміна проекції сили ваги.

Із структурної схеми (рис.15.2) отримаємо передаточну функцію, яка зв'язує приріст сили тяги двигуна зі зміною швидкості польоту.

$$W_V^P(p) = \frac{V(p)}{\delta_p(p)} = \frac{K_V^P}{T_V p + 1}, \quad (15.4)$$

де  $K_V^P = a_x^{\delta_p} (a_x^V)^{-1}$ ;  $T_V = (a_x^V)^{-1}$ ,

а замінюючи паралельне з'єднання ланок еквівалентною ланкою –

$$\frac{a_x^\theta}{T_\theta p} + a_x^\alpha = \frac{a_x^\theta + a_x^\alpha T_\theta p}{T_\theta p},$$

та використовуючи співвідношення  $K_\theta^B = K_\alpha^B T_\theta$ , отримаємо передаточну функцію, що зв'язує відхилення руля висоти зі зміною швидкості польоту:

$$W_V^B(p) = \frac{-K_\theta^B \omega_\alpha^2 (T_{\theta V} p + 1) K_V^\theta}{p(T_V p + 1)(p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2)}, \quad (15.5)$$

де  $T_{\theta V} = \frac{a_x^\alpha T_\theta}{a_x^\theta}$ ;  $K_V^\theta = \frac{a_x^\theta}{a_x^V}$ .

Перетворимо передаточну функцію (15.5), для чого помножимо та поділимо її на  $(T_\theta p + 1)$ , у наслідок отримаємо:

$$W_V^B(p) = W_\theta^B(p) W_V^\theta(p), \quad (15.6)$$

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

$$W_V^\theta(p) = \frac{-K_V^\theta (T_{\theta V} p + 1)}{(T_\theta p + 1)(T_V p + 1)}.$$

У передаточних функціях (15.4), (15.6) стала часу аперіодичної ланки  $T_V$  змінюється в межах 50...100 с, що значно більше інших сталих часу, які визначають інерційність контура управління.

Проаналізуємо процеси, що відбуваються в контурах автоматичного управління швидкістю польоту.

## 15.2. Управління швидкістю польоту за допомогою автомата тяги

Автоматом тяги (АТ) називають пристрій автоматичного управління швидкістю польоту шляхом зміни тяги двигуна.

Структурна схема математичної моделі (див. рис. 15.1) дозволяє створити структурну схему контура АТ, яка зображена на рис.15.3. На цій схемі збурення, що зв'язані зі зміною кутів  $\alpha$  і  $\theta$ , зведені до одного збурення  $f_V(\alpha, \theta)$ .

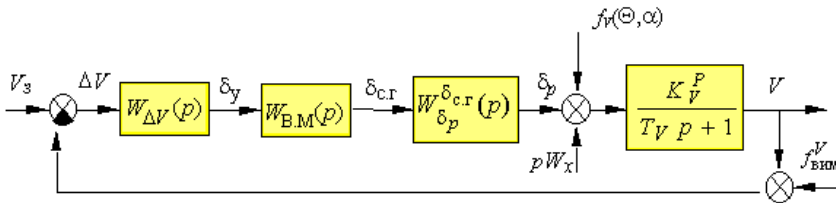


Рис. 15.3

Передаточна функція  $W_{В.М}(p)$  описує перетворення сигналу управління виконавчим механізмом автомата тяги.

Структурний аналіз контура управління показує, що АТ з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі при пропорційному регулюванні ( $W_{В.М}(p)=1$ ,  $W_{\Delta V}(p)=K_V$ ) не забезпечує астатичне (безпомилкове) відпрацювання заданого значення швидкості  $V_3$ . Це пояснюється тим, що новому значенню  $V$  повинно відповідати нове положення сектора газу. Тобто в усталеному режимі з виконавчого механізму АТ буде надходити сигнал зворотного зв'язку, який на вході сервопривода повинен бути компенсований сигналом помилки управління  $\Delta V = V_3 - V$ .

Ця властивість контура управління визначила застосування законів управління з введенням інтеграла

$$\delta_{с.г} = (K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V), \quad (15.7)$$

або, що еквівалентно, використання АТ з гнучким зворотним зв'язком

$$p\delta_{с.г} = (K_{\tilde{V}}p + K_V)(V_3 - V). \quad (15.8)$$

Для контура з жорстким зворотним зв'язком передаточна функція  $W_{\Delta V}(p)$ , що формує закон управління (15.7), має вигляд

$$W_{\Delta V}(p) = \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \left( \frac{K_V}{K_{\tilde{V}}} p + 1 \right) \quad (15.9)$$

Передаточна функція розімкнутого контура управління з урахуванням (15.1), (15.4), (15.9) запишеться у вигляді

$$W_V(p) = W_{\Delta V}(p)W_{в.м}(p)W_{\delta_p}^{\delta_{с.г}}(p)W_V^p(p) = \frac{K_{\tilde{V}}K_V^pK_d \left( \frac{K_V}{K_{\tilde{V}}} p + 1 \right)}{(T_d p + 1)(T_V p + 1)p}. \quad (15.10)$$

Відповідно (15.10) на рис. 15.4 зображена асимптотична ЛАЧХ для різних значень передаточних чисел закону управління.

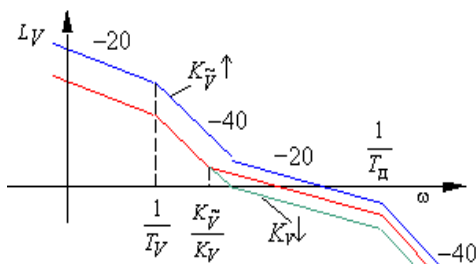


Рис. 15.4

Аналізуючи зміни параметрів ЛАЧХ, відмітимо, що в контурі при зменшенні передаточного числа  $K_V$  можуть виникати коливання з частотою  $f \approx \frac{K_{\tilde{V}}}{K_V}$  і зменшуються коливання з частотою  $f \approx (T_d)^{-1}$ , оскі-

льки частота зрізу наближається до ділянки  $-40$  дб/дек в області низьких частот і відходить від ділянки  $-40$  дб/дек в області високих частот. При цьому час перехідного процесу збільшується. Збільшення передаточного числа  $K_{\tilde{V}}$  погіршує умови стійкості (діля-



нка з похилом  $-20$  дб/дек зменшується), в контурі можуть виникати коливання.

Головними збуреннями, що діють у контурі управління, є позовжня складова вітру та прирости  $\alpha$  і  $\theta$  (збурення  $f_V$ ). По відношенню до збурення  $f_V$ , а також при відпрацюванні заданого сигналу  $V_3$  даний контур забезпечує астатизм першого порядку. По відношенню до позовжньої складової вітру  $W_x$  контур із законом управління (15.7) має астатизм другого порядку. Похибки вимірювання швидкості польоту повністю входять у помилку управління. Середня квадратична похибка вимірювання істинної повітряної швидкості  $\sigma_V = 5$  км/год  $\pm (0,0035 \dots 0,07)V$  залежно від висоти польоту. На малих швидкостях ( $V < 500$  км/год) похибки вимірювання значно зростають ( $\sigma_V \approx 20$  км/год).

Одна з переваг стабілізації швидкості польоту за допомогою АТ – це можливість збереження прямолінійної (горизонтальної або нахиленої) траєкторії польоту, яка забезпечується каналом руля висоти. Таким чином, наявність АТ дозволяє управляти швидкістю польоту з одночасною стабілізацією траєкторії центра мас, що вкрай необхідно при заході на посадку, зльоті, зниженні, набиранні висоти, польоті на малій висоті та при польоті у групі.

### 15.3. Управління швидкістю польоту через канал руля висоти

Система стабілізації швидкості польоту за допомогою руля висоти здійснюється на основі контура управління кутовим позовжнім рухом. Якщо за внутрішній використовувати контур управління кутом тангажа, то структурна схема контура управління з урахуванням (15.6) буде мати вигляд, що зображений на рис. 15.5.

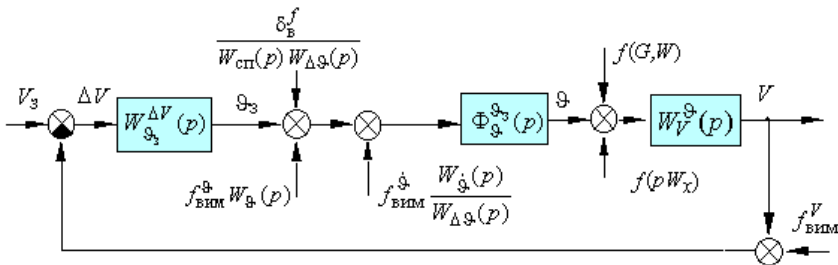


Рис. 15.5

Передаточна функція  $\Phi_{\mathfrak{g}^3}^{\mathfrak{g}^3}(p)$  була показана на рис.13.6. Збурення від поздовжньої складової вітру зведено до входу передаточної функції  $W_V^{\mathfrak{g}}(p)$ . Інші збурення, що діють у контурі управління, були розглянуті раніше.

За керуючий сигнал внутрішнього контура використовується сигнал  $\mathfrak{g}_3$ , який формується в зовнішньому контурі і в загальному випадку має вигляд

$$\mathfrak{g}_3 = -W_{\mathfrak{g}_3}^{\Delta V}(p)(V_3 - V). \quad (15.11)$$

Використовуючи структурну схему, що зображена на рис. 15.5, запишемо передаточну функцію розімкнутого контура управління швидкістю польоту

$$W_V(p) = -W_{\mathfrak{g}_3}^{\Delta V}(p)\Phi_{\mathfrak{g}^3}^{\mathfrak{g}^3}(p)W_V^{\mathfrak{g}}(p). \quad (15.12)$$

Якщо внутрішній контур реалізований на основі статичного АП<sub>g</sub>ЖЗЗ –

$$\delta_B = K_g(\mathfrak{g} - \mathfrak{g}_3) + K_{\dot{g}}p\mathfrak{g}, \quad (15.13)$$

то формування сигналу  $\mathfrak{g}_3$  доцільно здійснювати за законом

$$\mathfrak{g}_3 = -\frac{1}{K_g} \left( K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \right) (V_3 - V). \quad (15.14)$$

Передаточна функція, що формує сигнал  $\mathfrak{g}_3$ , з урахуванням (15.11), (15.14) у цьому випадку набуває вигляду

$$W_{\mathfrak{g}_3}^{\Delta V}(p) = \frac{K_{\tilde{V}}}{K_g p} \left( \frac{K_V}{K_{\tilde{V}}} p + 1 \right), \quad (15.15)$$

а розгорнутий закон управління (15.13) запишеться так:

$$\delta_B = K_g \mathfrak{g} + \left( K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \right) (V_3 - V) + K_{\dot{g}} p \mathfrak{g}. \quad (15.16)$$

Передаточна функція внутрішнього контура була отримана раніше. Тому з урахуванням (13.12), (15.6), (15.15) співвідношення (15.12) буде мати вигляд

$$W_V(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{K_V}{K_{\tilde{V}}} p + 1 \right) (T_{\theta V} p + 1)}{p(T_V p + 1)(T_{\vartheta} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (15.17)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\tilde{V}} a_x^\theta}{K_{\vartheta} a_x^V}$ .

Частоти спряження асимптотичної ЛАЧХ розімкнутого контура, яка зображена на рис. 15.6, співвідносяться як:

$$\frac{1}{T_V} < \frac{K_{\tilde{V}}}{K_V} < \frac{1}{T_{\vartheta}} \leq \frac{1}{T_{\theta V}} < \omega_{\text{ж}}.$$

Порівнюючи інтервал середніх частот ЛАЧХ розімкнутого контура управління швидкістю польоту, що відповідає передаточній функції (15.17),

(рис.15.6) з аналогічною ділянкою ЛАЧХ контура управління висотою польоту (див. рис. 13.9), звернемо увагу на їхню ідентичність. Нагадаємо, що інтервал середніх частот ЛАЧХ визначає запас стійкості системи та якість перехідного процесу при дії на систему

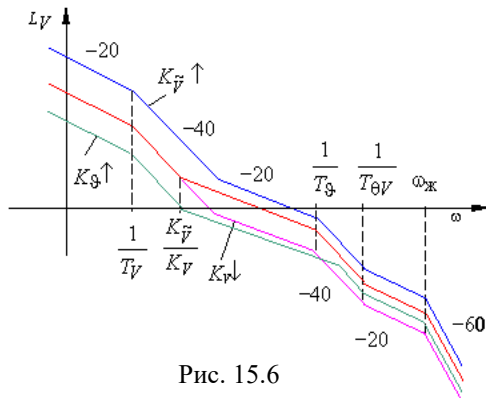


Рис. 15.6

збурен ь. Тобто динамічні характеристики цих контурів схожі. Це підтверджується й аналізом параметрів ЛАЧХ при зміні передаточних чисел  $K_{\vartheta}$ ,  $K_V$ ,  $K_{\tilde{V}}$ , вплив яких на якість перехідних процесів аналогічний впливу передаточних чисел  $K_{\vartheta}$ ,  $K_H$ ,  $K_{\tilde{H}}$  у контурі управління висотою польоту (див. розділ 13.2). Тому в системах

автоматичного управління, що існують, канал управління висотою польоту використовується і як канал управління швидкістю польоту. Тільки замість сигналу  $(H - H_3)$  використовується сигнал  $(V_3 - V)$ .

При управлінні швидкістю польоту через статичний автопілот тангажа можуть бути використані закони управління типу (13.8), (13.9). При управлінні швидкістю польоту через автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком доцільно використовувати закон управління типу (13.28). Наприклад:

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_v = K_\vartheta \frac{T_\vartheta p}{T_\vartheta p + 1} \vartheta + K_V (V_3 - V) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z. \quad (15.18)$$

Призначення ізодромних ланок у колах сигналів  $\vartheta$  та  $\omega_z$  було наведено при розгляданні контура управління висотою польоту.

Статичні властивості контура управління можна оцінити внаслідок структурного аналізу схеми (рис. 15.5). По відношенню до збурення від поздовжньої складової вітру система, що реалізує закони управління (15.16), (15.18), має астатизм другого порядку, а по відношенню до інших збурень, що діють на систему, – астатизм першого порядку. Похибки вимірювання швидкості польоту, що очевидно, повністю входять у помилку управління.

Управління швидкістю польоту може бути реалізовано також через контур перевантаження з використанням тих же особливостей, які розглядалися при аналізі контурів управління висотою польоту.

У цілому контури управління швидкістю польоту важкого літака, що діють через канал руля висоти, більш швидкодійні ніж контури управління тягою двигуна. До того ж, інтенсивна зміна тяги при управлінні швидкістю погіршує умови роботи авіаційного двигуна та знижує ресурс його експлуатації. Тому управлінню швидкістю через канал руля висоти надається перевага, але ці процеси супроводжуються значними змінами висоти польоту, тому не можуть бути використані при управлінні на малих висотах ( зліт, захід на посадку, виконання польотного завдання на малих висотах).

При одночасному управлінні кутовим поздовжнім рухом через канал руля висоти і швидкістю польоту з використанням тяги двигуна виникають проблеми розв'язання цих каналів управління.

### 15.4. Координоване управління швидкістю польоту та кутом тангажа

Зміна швидкості польоту впливає на піднімальну силу, а також на аеродинамічний момент тангажа. Але цей вплив відносно слабкий, тому при аналізі управління поздовжнім рухом ми обгрунтовано ним нехтуємо. Цей вплив розглядається як збурення, що діють на контур управління поздовжнім кутовим рухом (збурення типу  $\delta_B^f$  та  $f_G$  на рис.12.1).

Проекція сили ваги на дотичну до траєкторії (член  $a_x^\theta$  у рівнянні сил (15.3) поздовжнього руху) істотно впливає на швидкість польоту і використовується як керуючий фактор у контурі управління швидкістю.

На режимах великих кутів атаки помітно впливає на контур управління зміна лобового опору (член  $a_x^\alpha$  у рівнянні сил (15.3)).

При дослідженні координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа доцільно ці зв'язки враховувати.

Типовий характер перехідних процесів з швидкості польоту та з кута тангажа при цілеспрямованій зміні швидкості польоту наведений на рис. 15.7. На рис. 15.8 показані перехідні процеси при зміні кута тангажа.

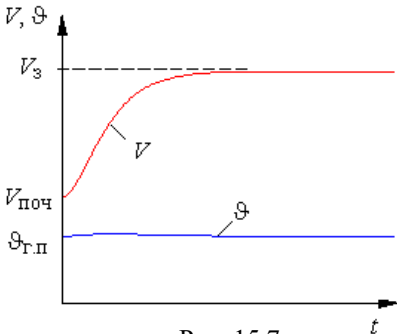


Рис. 15.7

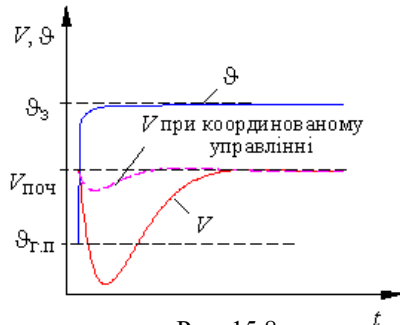


Рис. 15.8

Аналіз перехідних процесів, що протікають у контурах управління, доказує доцільність перехресного зв'язку по куту тангажа з каналу руля висоти в канал АТ. Це дозволить швидко реагувати на зміну швидкості польоту, яка спричиняється еволюціями з тангажа; перехресний зв'язок по швидкості з АТ в канал руля висоти реалізувати необов'язково.

Не враховуючи динаміку авіаційного двигуна ( $\delta_p = \delta_{с.г}$ ), як загальну форму лінійних законів управління тягою двигуна та руля висоти, роздивимося такі закони управління:

$$\begin{aligned} \delta_p &= -W_p^{\Delta V}(p)\Delta V + W_p^{\Delta \vartheta}(p)\Delta \vartheta + W_p^{\Delta V_3}(p)\Delta V_3; \\ \delta_B &= W_B^{\Delta \vartheta}(p)\Delta \vartheta - W_B^{\Delta V}(p)\Delta V - W_B^{\Delta \vartheta_3}(p)\Delta \vartheta_3. \end{aligned} \quad (15.19)$$

Тут  $W_p^{\Delta V}(p), W_p^{\Delta \vartheta}(p), W_B^{\Delta V}(p), W_B^{\Delta \vartheta}(p)$  – послідовні коректуючі пристрої у колах сигналів  $(V - V_3)$  та  $(\vartheta - \vartheta_3)$ ;

$\Delta \vartheta_3, \Delta V_3$  – сигнали заданих значень кута тангажа та швидкості, що надходять в АТ та в автопілот.

Задача полягає в тому, щоб знайти умови, при яких сигнал  $V_3$  впливає тільки на приріст швидкості, а сигнал  $\vartheta_3$  – тільки на приріст кута тангажа.

З формальної точки зору така задача розв'язується достатньо просто. Необхідно підставити вираз (15.19) у систему рівнянь позовжнього руху літака, яка для математичної моделі, що розглядалася у розділі 15.1, складається з рівнянь короткоперіодичного руху та з рівняння сил на вісь  $OX_K$  траєкторної системи координат. Попередньо виключимо з рівнянь кут атаки  $\alpha$ , враховуючи  $\alpha = \vartheta - \theta$  і  $\dot{\vartheta} = \omega_z$ . Внаслідок отримаємо:

$$\begin{aligned} &\left[ p + a_x^V + a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta V}(p) \right] V(p) + \left[ a_x^\alpha - a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta \vartheta}(p) \right] \vartheta(p) + \\ &\quad + (a_x^\theta - a_x^\alpha) \theta(p) = a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta V}(p) V_3(p); \\ &a_y^\alpha \vartheta(p) + (p - a_y^\alpha) \theta(p) = 0; \\ &\left[ p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p + a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \right] \vartheta(p) - a_{m_z}^\alpha \theta(p) = -a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \vartheta_3(p). \end{aligned}$$

За правилом Крамера величини  $V$ ,  $\vartheta$  пропорційні детермінантам, які отримують з головного детермінанта системи шляхом заміни відповідно першого та другого стовпця стовпцем правих частин рівнянь.

Отже, для того щоб  $V$  не залежало від  $\vartheta_3$ , необхідно та достатньо рівності нулю детермінанта:

$$\begin{bmatrix} 0 & \left[ a_x^\alpha - a_x^{\delta p} W_p^{\Delta\vartheta}(p) \right] & \begin{pmatrix} a_x^\theta - a_x^\alpha \\ p - a_y^\alpha \end{pmatrix} \\ 0 & a_y^\alpha & \\ \left[ -a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta\vartheta}(p) \right] & \left[ p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p + a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta\vartheta}(p) \right] & -a_{m_z}^\alpha \end{bmatrix} =$$

$$= -a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta\vartheta}(p) \left\{ \left[ a_x^\alpha - a_x^{\delta p} W_p^{\Delta\vartheta}(p) \right] (p - a_y^\alpha) - a_y^\alpha (a_x^\theta - a_x^\alpha) \right\} = 0.$$

Звідси виходить, що

$$W_p^{\Delta\vartheta}(p) = -\frac{a_y^\alpha (a_x^\theta - a_x^\alpha) - a_x^\alpha}{a_x^{\delta p} (p - a_y^\alpha)}.$$

Аналогічно можна отримати умови незалежності кута тангажа від керуючого впливу  $V_3$ . Але для цього необхідно використовувати модель кутового поздовжнього руху, яка враховує вплив швидкості на аеродинамічні сили та моменти. Хоча, як вже вказувалось, цей вплив дуже незначний, тому перехресний зв'язок по швидкості з АТ в автопілот тангажа необов'язковий.

Найбільші труднощі в реалізації подібних зв'язків полягають у неточному знанні коефіцієнтів математичної моделі літака, а також у залежності цих коефіцієнтів від режиму польоту.

Тому в існуючих САУ розв'язка керуючих впливів здійснюється тільки в динамічному режимі, шляхом включення у коло перехресного зв'язку за кутом тангажа іздромної ланки.

Узагальнений закон управління АТ, що реалізує перехресний зв'язок за кутом тангажа, має вигляд:

$$\delta_{с.г} = \left( K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \right) (V_3 - V) + K_\vartheta \frac{p}{T_\vartheta p + 1} \vartheta.$$

При використанні АТ з гнучким зворотним зв'язком замість сигналу кута тангажа  $\vartheta$  можна використовувати сигнал кутової швидкості тангажа  $\omega_z$

$$p\delta_{с.г} = (K_{\tilde{V}}p + K_V)(V_3 - V) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

На рис. 15.8 пунктиром показаний перехідний процес з швидкості польоту при зміні кута тангажа у випадку наявності в контурі управління перехресного зв'язку за кутом тангажа, тобто при координованому управлінні.

### Контрольні питання

1. Як можна регулювати тангенціальне прискорення (змінювати швидкість польоту)?
2. Якими математичними моделями можна описати авіаційний двигун як ланку контура автоматичного управління?
3. Використовуючи (15.1), (15.3) та модель кутового позовжнього руху, побудувати структурну схему математичної моделі процесів управління швидкістю.
4. Отримати передаточну функцію, яка зв'язує приріст сили тяги двигуна зі зміною швидкості польоту.
5. Отримати передаточну функцію, яка зв'язує відхилення руля висоти зі зміною швидкості польоту.
6. Запишіть можливі варіанти законів управління швидкістю польоту через автомат тяги та через канал руля висоти.
7. Використовуючи структурну схему (рис.15.3), проаналізувати статичні характеристики контура управління швидкістю польоту при пропорційному регулюванні ( $W_{в.м}(p)=1$ ,  $W_{\Delta V}(p)=K_V$ ) та для законів управління (15.7), (15.8).
8. Оцінити вплив передаточного чисел  $K_V$ ,  $K_{\tilde{V}}$  у законах управління (15.7), (15.16) на якість перехідних процесів.
9. Запишіть можливі варіанти законів координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа.
10. Як математично розв'язується задача незалежності швидкості польоту від зміни кута тангажа?



## **Глава 16. АВТОМАТИЗОВАНЕ ПІЛОТУВАННЯ ПРИ РІЗНИХ ВА-РІАНТАХ ВКЛЮЧЕННЯ ПІЛОТА В КОНТУР УПРАВЛІННЯ**

У попередніх главах були розглянуті принципи побудови та динаміка контурів автоматичного управління кутовим рухом і параметрами руху центра мас літака. При автоматичному управлінні пілот як активна ланка контура управління не бере участі в процесі пілотування. Однак дослідження показують, що, незважаючи на автоматизацію обробки інформації та процесів управління, пілот не може бути повністю виключений з контура управління. Його присутність обумовлюється з точки зору ефективності та безпеки польоту, а також економічними факторами. Системи управління, у функціонуванні яких активно бере участь пілот, відносяться до класу *систем автоматизованого (напіваавтоматичного) управління*.

Притаманні людині якості мислення, сприйняття інформації, уваги, здатність реалізувати багатообразні керуючі впливи залежно від зовнішніх умов роблять пілота універсальною ланкою контура управління. Пілот може досить швидко адаптуватись до змін пілотажних характеристик літака, переходити від одного способу керування до іншого при відмовах. Як обмеження та недоліки людини - оператора необхідно відмітити малу швидкість переробки інформації, обмежений час безперервної роботи, залежність якості управління від стану людини та від зовнішніх умов.

### **16.1. Особливості взаємодії пілота з системою автоматичного управління**

Автоматизацію управління польотом слід розглядати як за-сіб, що полегшує діяльність пілота та розширює область застосування літака. Найвища ступінь автоматизації досягається при використанні САУ, яка виконує замість пілота стомлюючі одноманітні дії, забезпечує високу швидкодію і динамічну точність управління, незалежність якості управління від рівня кваліфікації пілота. При наявності довіри до автоматики у пілота з'являється впевненість до точності управління, знижуються психофізичні навантаження, виникає значно більша можливість контролю приладного обладнання та позакабінного простору.

У той же час застосування САУ не виключає необхідності удосконалення навичок пілота щодо управління в ручному режимі, оскільки на найбільш складних і відповідальних режимах, а також при відмовах автоматики він, як правило, переходить до ручного управління.

В автоматичному польоті з системи інформації виключається рушійний аналізатор, що надає інформацію про процеси управління. При ручному управлінні пілот сприймає струм зворотних м'язових імпульсів, які інформують його про наслідки керуючих впливів раніше, ніж це віддзеркалюється на показах пілотажних приладів. Тому при ручному управлінні пілот у змозі витримувати значно більші перевантаження ніж при автоматичному, оскільки ці перевантаження він сам задає, відчуючи їх по зусиллям на важелі управління. Отже, у порівнянні з ручним управлінням в автоматичному інформація не зовсім повна.

У тривалому автоматичному польоті в спокійних умовах при відсутності ускладнень САУ розвантажує пілота, виконуючи замість нього стомлюючі, одноманітні дії, при цьому пильність пілота зменшується, зменшуються розумові зусилля, що спрямовані на формування образу ( інформаційної моделі) польоту, тому він знаходиться у стані зниженої готовності до активних дій. Наприклад, в експериментальних польотах перехід з автоматичного управління на ручне супроводжувався недоцільними переміщеннями важеля управління, а затримка доцільних дій досягала 10÷20 с. Отже, надійність дій пілота в момент переходу від автоматичного управління до ручного знижується.

У режимах автоматичного управління на особливо відповідальних етапах застосування літака, а також у складних умовах польоту (погані метеоумови, етапи зльоту та посадки, огинання рельєфу при польоті на малій висоті тощо) пілот, навпаки, знаходиться у стані підвищеної готовності до втручання в управління. У стані чекання поява навіть випадкових сигналів ( пориви вітру, флуктуаційні зміни сигналів радіомаяків та ін.) може спричинити імпульсивні дії пілота, що спрямовані на вимикання справної САУ та на передчасний перехід до ручного управління. При цьому стан пілота наближається до стресового.

Таким чином, суто автоматичне управління польотом має як свої переваги, так і недоліки.

До переваг автоматичного управління слід віднести: здатність розвантаження пілота від стомлюючих одноманітних дій, швидкодійність і високу точність управління.

Як недоліки суто автоматичного управління можна відмітити:

- втрату пілотом у спокійних умовах інформаційної моделі (образу) польоту і, як наслідок, зниження рівня готовності до переходу на ручне управління;

- відсутність в автоматичному режимі додаткових (тактильних) попереджувальних каналів отримання інформації і, з цієї причини, зниження рівня перенесення пілотом перевантажень;

- психологічну складність для пілота залишатись байдужим до управління в складних, екстремальних умовах польоту.

Таким чином виникає проблема створити АСУ “пілот – літак”, яка раціонально сполучала б позитивні якості автоматичного та ручного управління з одночасним усуненням притаманних їм недоліків. Система “пілот – літак” це окремий випадок більш загального поняття системи “людина – машина”, яка є предметом дослідження інженерної психології (ергономіки). Систему “людина–машина” іноді називають ергатичною системою.

Ергономіка базується на результатах досліджень у кібернетичі, психології, медицині, біології в інших науках, що пов'язані з функціонуванням ергатичних систем, і займається оптимізацією цих систем. Тобто ергономіка розв'язує такі основні задачі:

- вибір оптимальної по деякому комплексному критерію структури системи “людина – машина”;

- побудову характеристик оператора як ланки системи “людина – машина”;

- раціональний розподіл функцій між оператором і технічними пристроями;

- оптимальне узгодження характеристик оператора з технічними характеристиками системи.

Таким чином, авіаційні ергатичні системи найбільш повно враховують як можливості автоматики, так і психофізіологічні

можливості пілота в контурі управління. Але до недавнього часу ця проблема вирішувалась так: автоматика виконує все те, що може виконувати техніка на даному рівні її розвитку, а оператору наказується виконувати усе те, з чим автоматика справитись не може. Природно, що з точки зору ергономіки такий підхід до побудови АСУ не є оптимальним. У теперішній час усе більше застосування при розподілі функцій між пілотом і САУ знаходить так званий принцип активного оператора.

Принцип активного оператора – це створення пілоту умов для виявлення можливостей та резервів людської психології за допомогою засобів автоматизації. При реалізації принципу активного оператора виявляється, що задачу, яку може виконувати автомат, доцільніше доручити пілоту, оскільки це буде підтримувати його у стані готовності до активних дій. Це особливо важливо на етапах польоту, коли відмова автоматики спричиняє дефіцит часу і готовність пілота до активних дій стає тим критичним параметром, який визначає вирішування всієї задачі польоту в цілому. Засоби ж автоматизації повинні виконувати функції інтеграції окремих сигналів, швидкого та точного обчислення за складними алгоритмами параметрів траєкторії руху, відбору необхідної на даному етапі польоту інформації та надання її пілоту, а також функції управління польотом, коли пілот завантажений розв'язанням інших задач. У зв'язку з цим САУ доцільно доручити виконання простих повторних дій на тривалому інтервалі часу, а також відпрацювання сигналів, частотний спектр яких перевищує смугу частот пропускання пілота. У загальній постановці включення пілота в контур автоматичного управління обумовлюється його здатністю забезпечити виконання польотного завдання в екстремальних умовах і при відмовах автоматики.

## **16.2. Пілот у контурі управління польотом**

При включенні в замкнений контур управління нової ланки – пілота виникає задача математичного опису його діяльності, тобто задача розробки математичної моделі пілота. Оскільки як при ручному, так і при автоматизованому управлінні задача пілота полягає в онуленні (компенсації) розугодження між поточним і заданим

значенням параметра польоту, то частіше всього розглядають математичну модель пілота для компенсаційного стеження. У загальному випадку ця модель нелінійна, нестационарна і навіть дискретна. Вона залежить від багатьох факторів:

- динаміки об'єкту управління;
- рівня підготовки (тренуваності) пілота;
- типу інформації, відповідно з якої здійснюється управління;
- складності задачі управління та від інших факторів.

Однак у першому наближенні обмежуються безперервною стаціонарною лінійною моделлю, яка зв'язує вхідний сигнал (помилку управління)  $\varepsilon$  і реакцію пілота у вигляді відхилення важеля управління  $x_{\text{п}}$ . Така модель пілота може бути подана у вигляді передаточної функції

$$W_{\text{п}}(p) = \frac{x_{\text{п}}(p)}{\varepsilon(p)} = \frac{K_{\text{п}}(T_2 p + 1)e^{-\tau p}}{(T_3 p + 1)(T_1 p + 1)}, \quad (16.1)$$

де  $K_{\text{п}}$  – коефіцієнт підсилення пілота (коефіцієнт перетворення пілотом вхідного сигналу у відхилення важеля управління);  $\tau$  – час запізнення;  $T_1, T_2, T_3$ , – сталі часу складових математичної моделі пілота.

Час запізнення  $\tau = (0,1 \dots 0,3)$  с визначається тривалістю збудження нервових закінчень, часом проходження сигналу по нерву, часом обробки його в центральній нервовій системі, а також часом, що необхідний для формування відповідної реакції руки пілота на вхідну інформацію. Стала часу аперіодичної ланки  $T_1$ , яка лежить у межах  $0,1 \dots 0,4$  с, характеризує інерційність ефекторної ланки (нервово-м'язової системи) людини.

Коефіцієнт підсилення пілота  $K_{\text{п}}$  може змінюватись від 5 до 100, але взагалі коефіцієнт підсилення залежно від спектру вхідного сигналу настроюється пілотом у межах  $K_{\text{п}} = (5 \dots 9)$ . При збільшенні високочастотних складових вхідного сигналу коефіцієнт підсилення пілота зменшується. Форсує ланка зі сталою часу  $T_2$  відображає здатність пілота випереджувати зміну вхідного сигналу, тобто вводити похідну в закон відхилення важеля управління.

Аперіодична ланка зі сталою часу  $T_3$  характеризує здатність пілота згладжувати (фільтрувати) високочастотні складові, а також випадкові флуктуації вхідного сигналу, які виявляються у вигляді коливань стрілок (індексів, міток) пілотажних приладів. Проте введення значного форсування ( $T_2$ ) та інерційності ( $T_3$ ) ускладнюють процес пілотування й знижують оцінку літака пілотом. Тому граничними можна вважати значення  $T_2 \leq 1,5$  с,  $T_3 \leq 1,0$  с.

Відповідно вищерозглянутому передаточну функцію можна подати у вигляді добутку:

$$W_{\Pi}(p) = W_{\Pi_1}(p) \cdot W_{\Pi_2}(p), \quad (16.2)$$

де  $W_{\Pi_1}(p) = \frac{e^{-\tau p}}{T_1 p + 1}$  – незмінна частина, яка відображає фактори,

що притаманні будь-якій людині:

$W_{\Pi_2}(p) = K_{\Pi} \frac{T_2 p + 1}{T_3 p + 1}$  – частина, яка варіюється (настроюється) за-

лежно від характеристик об'єкту управління і відображає рівень кваліфікації та тренуваності пілота.

Реакцію пілота необхідно доповнити шумовою складовою або так званою ремнантою  $x_f$  (рис. 16.1), наявність якої обумовлюється такими причинами:

- впливом “шумів”, тобто помилкових дій пілота при сприйманні сигналів, їх аналізі та при дозуванні відхилень важеля управління;

- нелінійністю характеристик пілота (що еквівалентно таким елементам як зона нечутливості, насичення, інші);

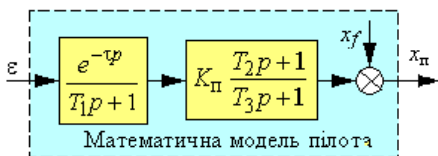


Рис. 16.1

- нестабільністю характеристик пілота при пілотуванні.

Природно, що чим менше ремнантна складова, тим точніше лінійна модель описує поведінку пілота. При частоті

вхідного сигналу менше 0,5 Гц значення ремнанти не перевищує 5% корисного сигналу пілота. Математична модель (16.1), (16.2)

відображає властивості пілота при компенсаційному стеженні в області частот зміни вхідного сигналу до (0,3...0,4) Гц, на більш високих частотах вхідного сигналу необхідно використовувати більш складні дискретні моделі.

Параметри  $K_{\Pi}$ ,  $T_2$ ,  $T_3$  моделі (16.1), які можуть варіюватись, визначають експериментально при відпрацюванні пілотом випадкових вхідних сигналів  $x_{\text{ВХ}}$  (рис. 16.2). Тут  $W_{0,y}(p)$  передаточна функція об'єкту управління. Необхідно відмітити, що ідентифікація характеристик пілота при стеженні за гармонічним сигналом неможлива, оскільки людина – оператор зникає до регулярних сигналів і відтворює їх з випередженням, не чекаючи чергової зміни. Дослідження показують, що пілот у процесі управління настраює свої параметри  $K_{\Pi}$ ,  $T_2$ ,  $T_3$  так, щоб передаточна функція розімкнутого контура в області частоти зрізу наближалась до інтегрувальної ланки. При цьому нахил ЛАЧХ на частоті зрізу дорівнює  $-20$  дБ/дек.

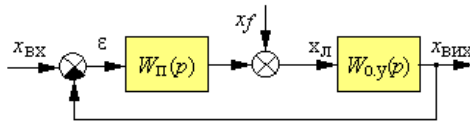


Рис. 16.2

Можливості пілота щодо адаптації до об'єктів із різними динамічними характеристиками ілюструє контур управління кутом тангажа (рис. 16.3).

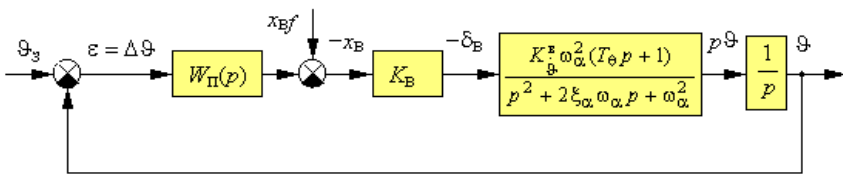


Рис. 16.3

Справа в тому, що існує частота зрізу  $\omega_{зр}$ , яка за оцінкою пілотів визначає оптимальний час перехідного процесу при управлінні кутом тангажа. Для маневрених літаків вона складає  $(3...3,5) \text{ с}^{-1}$ , а для важких літаків  $\omega_{зр} = 1 \text{ с}^{-1}$ . Тому залежно від динамічних властивостей літака, а також від співвідношення частот  $\omega_{зр}$  та  $\omega_{\alpha}$ , дії пілота повинні бути різними. На рис. 16.4 показані ЛАЧХ розімкнутого кон-

тура при управлінні літаком з підвищеною власною частотою  $\omega_\alpha$ .  
 Із рисунку видно, що при великій власній частоті  $\omega_\alpha > \omega_{зр}$  для забезпечення прийнятної якості управління (нахилу ЛАЧХ  $-20$  дБ/дек на частоті зрізу) пілот повинен вводити інерційність в управління (фільтрувати високі частоти сигналу управління), до того ж бажано щоб значення сталої часу  $T_3$  в моделі пілота було близько до величини  $T_\theta$  літака. У випадку малої власної частоти для забезпечення хорошої якості управління пілот повинен вводити випередження (рис. 16.5), тобто формувати форсування в управлінні зі сталою часу  $T_2$ . Цей приклад ілюструє широкі можливості пілота щодо адаптації до змінних динамічних характеристик літака. Так, у першому випадку  $T_2 = 0, T_3 \neq 0$ , а в другому  $T_3 = 0, T_2 \neq 0$ .

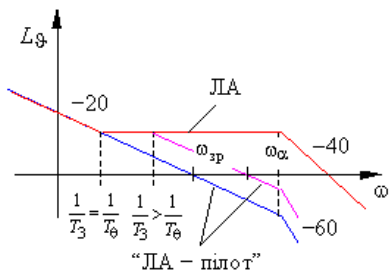


Рис. 16.4

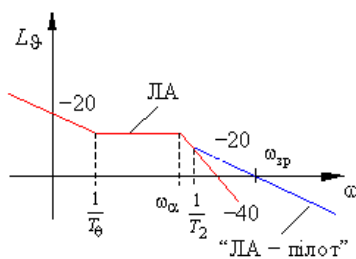


Рис. 16.5

Пілот як ланка контура управління може вводити астатизм по відношенню до постійно діючих на літак збурень. Наприклад, при дії на літак постійного моментного збурення пілот при наблизненні до усталеного режиму польоту помічає, що для компенсації розузгодження в управлінні він повинен додатково відхилити важіль управління, зберігаючи це положення. Постійні зусилля на важелі управління в цьому випадку розвантажуються механізмом тримерного ефекту. У математичній моделі літака здатність пілота “вводити інтеграл” у контур управління враховується додатковою складовою. Наприклад:

$$\tilde{W}_\Pi(p) = \frac{K_\Pi (T_2 p + 1) e^{-\tau p}}{(T_3 p + 1)(T_1 p + 1)} + \tilde{F}(p), \quad (16.3)$$



$$\text{У формулі (16.3)} \quad \tilde{F}(p) = \begin{cases} 0 & \text{при } \dot{\varepsilon} > \dot{\varepsilon}^*; \\ \frac{\tilde{K}_\Pi}{p} & \text{при } \dot{\varepsilon} \leq \dot{\varepsilon}^*. \end{cases}$$

Тут враховується, що свої інтегрувальні властивості пілот “вмикає” при наближенні до усталеного режиму, коли практично припиняється зміна вхідного сигналу (помилки управління), тобто при  $\dot{\varepsilon} \approx 0$ .

Наприкінці відмітимо, що розглянуті математичні моделі справедливі для одноканальної задачі стеження, коли здійснюється управління однією величиною. Однак практично завжди в льотній практиці пілот вирішує багатоканальну задачу стабілізації, керуючи як мінімум двома параметрами, наприклад, креном і тангажом. Питання математичного опису поведінки пілота при багатоканальному управлінні вивчені недостатньо. Якщо розугодження в одному з каналів близько до нуля, то управління в другому каналі, де є розугодження, здійснюється пілотом відповідно з законами математичних моделей (16.1), (16.3). Коли ж розугодження в кількох каналах близькі за розміром, а їх важливість однакова, то пілот переходить до більш простого – пропорційного управління в кожному з каналів. У цьому випадку математична модель дій пілота набуває вигляду

$$W_\Pi(p) = \frac{K_\Pi}{(T_1 p + 1)} e^{-\tau p}. \quad (16.4)$$

Отже, пілот не в змозі вводити випередження при багатоканальному управлінні. Ці обставини необхідно враховувати при побудові систем напівавтоматичного управління. Розглянемо детальніше автоматизоване пілотування при різних варіантах включення пілота в контур управління.

### 16.3. Варіанти автоматизованого управління польотом

Різна ступінь автоматизації та взаємодій пілота з автоматикою визначає різні способи управління літаком:

– ручне (штурвальне) управління з можливим застосуванням засобів часткової автоматизації (демпферів, автоматів стійкості, автоматів регулювання управління);

– суто автоматичне управління, коли пілот повністю виключений з контура управління й виконує функції більш високого рівня ( задає програму та режим польоту; контролює стан літака та його систем, позакабінний простір; приймає оперативні рішення для перемикання режимів роботи САУ або вимикає САУ ).

Між цими граничними за ступенем автоматизації способами управління існують варіанти автоматизованого управління: сполучене (сумісне) управління, директорне (командне) управління та комбіноване управління.

### **16.3.1. Сумісне управління польотом**

Під сумісним управлінням розуміють чергування режимів ручного управління з працюючими контурами поліпшення характеристик стійкості та керованості та режимів автоматичної стабілізації параметрів польоту, які мав літак наприкінці етапу ручного управління. При цьому початок одного режиму сполучається (узгоджується) з кінцем попереднього без вимикання САУ.

Система сумісного управління (рис. 16.6) являє собою САУ з пристроями вмикання та вимикання автоматичного режиму. Зі цією метою використовують гашетки управління, уніфіковані датчики зусиль або розугоджень, які зв'язані з важелем управління. Від системи ручного (штурвального) управління система сумісного управління відрізняється наявністю контура автоматичної стабілізації, який вимикається з початком активних керуючих дій пілота (натиснення на гашетку або відхилення важеля управління) і знову вмикається після припинення управління (відпускання гашетки управління або зняття зусиль з важеля).

У режимі ручного управління працює система узгодження (рис. 16.6), яка запам'ятовує наприкінці етапу ручного управління останні значення параметрів польоту з метою їх подальшої стабілізації, одночасно забезпечується м'яке (безударне) підключення режиму автоматичної стабілізації. Пілот у режимі ручного управління змінює траєкторію польоту літака. Після припинення ручного управління САУ стабілізує задані пілотом параметри польоту, які фіксуються системою узгодження в момент зняття зусиль з важеля управління (відпускання гашетки управління). Частіше всього

сумісне управління застосовується при управлінні кутовим рухом (кутами крену, тангажа, ристання), але іноді й при управлінні рухом центра мас (висотою та швидкістю польоту).

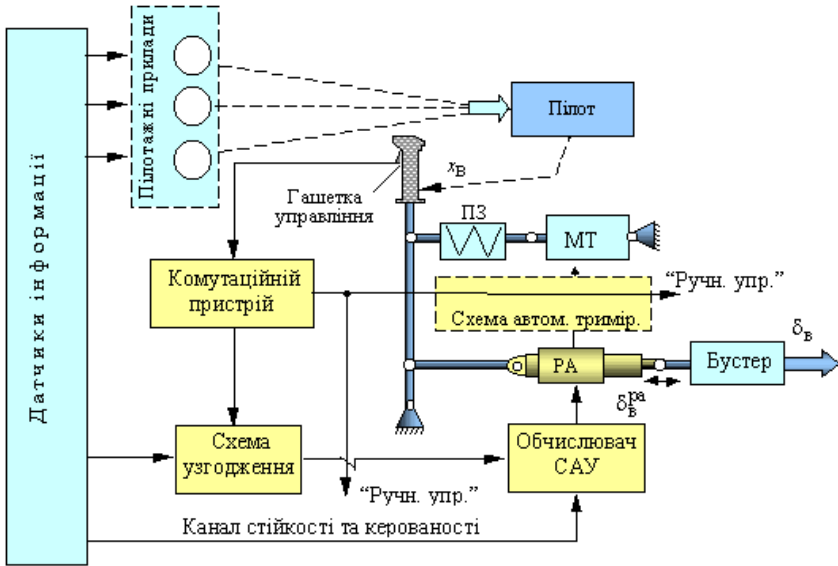


Рис. 16. 6

При переході на ручне управління змінюється структура законів управління САУ в порівнянні з законами управління в режимі стабілізації. Наприклад, в каналі руля висоти:

– на етапі стабілізації кута тангажа

$$\delta_B = \delta_B^{pa};$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z + K_{n_y} \Delta n_y, \quad (16.5)$$

– на етапі ручного управління

$$\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{pa};$$

$$\delta_B^{\Pi} = K_B x_B;$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z} \omega_z + K_{n_y} \Delta n_y. \quad (16.6)$$

Отже, при переході на ручне пілотування комутаційний пристрій (див. рис. 16.6) вимикає режим стабілізації, виключаючи з закону управління (16.5) позиційну складову; одночасно вмикаєть-

ся система узгодження (м'яке вимикання автоматичної стабілізації забезпечується схемою автоматичного тримірування, яка розглядалась у розділі 5.3). Після чого пілот (у законі управління (16.6) сигнал  $\delta_B^{\text{п}}$ ) пілотує літак звичайним способом, тобто за кутовою швидкістю, а САУ (сигнал  $\delta_B^{\text{па}}$ ) виконує функції коректування динамічних характеристик стійкості та керованості ( сигнали  $\omega_z$  та  $\Delta n_y$  ). Природно, що рульовий агрегат повинен включатись у провідку управління літака за послідовною схемою.

Окремі системи автоматичного управління реалізують сумісне управління, залишаючи в законі управління деякі позиційні складові. Особливо це стосується режимів стабілізації курсу та висоти польоту.

Наприклад:

– на етапі стабілізації курсу

$$\begin{aligned} \delta_e &= \delta_e^{\text{па}}, \\ \delta_e^{\text{па}} &= K_\gamma \gamma - K_\psi (\psi - \psi_3) + K_{\omega_x} \omega_x; \end{aligned} \quad (16.7)$$

– на етапі ручного управління

$$\begin{aligned} \delta_e &= \delta_e^{\text{п}} + \delta_e^{\text{па}}, \\ \delta_e^{\text{п}} &= K_e x_e, \\ \delta_e^{\text{па}} &= K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x. \end{aligned} \quad (16.8)$$

У цьому випадку при відхиленні важеля управління елерони, відхиляючись (сигнал  $\delta_e^{\text{п}}$ ), починають змінювати кут крену  $\gamma$ . Сприймаючи зміну кута крену, САУ відхиляє елерони в протилежний бік (сигнал  $\delta_e^{\text{па}}$ ) і на певному куті крену компенсує керуючий вплив пілота ( $\delta_e^{\text{па}} + \delta_e^{\text{п}} = 0$ ); елерони повертаються до нейтрального положення; зміна кута крену припиняється. При цьому величина кута крену в усталеному режимі ( $\omega_x = 0$ ) буде пропорційна відхиленню важеля управління

$$\gamma = -\frac{K_e}{K_\gamma} x_e.$$

Таким чином, замість управління за кутовою швидкістю (певне відхилення важеля управління задає певну кутову швидкість) у законах (16.7), (16.8) реалізується управління за відхиленням (певне відхилення важеля управління задає певний приріст кутового положення). Після повернення важеля управління у вихідне положення літак також повертається до вихідного значення кута крену (тангажа). Природно, що таке управління можливо тільки при відсутності інтегральних складових у законі управління, оскільки приріст кутового положення виникає за рахунок статичної помилки контура стабілізації. Режим сумісного управління по відхиленню застосовується на етапах незначної корекції траєкторії польоту, на етапах енергійного маневрування доцільно використовувати сумісне управління за кутовою швидкістю.

Отже, сумісне управління дозволяє втручатись пілоту в управління польотом без вимикання САУ. А те, що після завдання пілотом нового режиму польоту САУ без додаткового вмикання автоматично його стабілізує, позитивно оцінюється пілотом, оскільки він розвантажується від необхідності парирования діючих збурень в усталеному режимі польоту.

У порівнянні з ручним режим сумісного управління полегшує пілотування, але в той же час дозволяє зберігати активний стан пілота для екстреного втручання в управління у випадку зміни умов польоту. Дослідження показують, що за якістю пілотування, часом контролю позакабінного простору, пошуку цілей і орієнтирів режим сумісного управління на порядок перевищує ручне пілотування.

Порівнюючи суто автоматичне управління з сумісним, відмічають, що у випадку відмов автоматики перехід з автоматичного на ручне управління супроводжується значним погіршенням якості управління у порівнянні з переходом із сумісного управління на ручне (точність стабілізації параметрів польоту на початковій фазі переходу погіршується в три рази). До того ж, через активну роботу пілота в режимі сумісного управління, зміни показів пілотажних приладів при відмовах виявлялись пілотом за час, що не перевищує 5 с; аналогічні зміни в автоматичному польоті виявлялись через 30...60 секунд і більше.

При сумісному управлінні виконується найважливіший принцип ефективної взаємодії – принцип безперервних сенсорних зворотних зв'язків людини з об'єктом управління, які забезпечують активний стан оператора.

У системах сумісного управління контур автоматки використовується, в основному, для стабілізації параметрів кутового положення ЛА і не вирішує задачі управління рухом за складними траєкторіями. Але на багатьох етапах польоту (зліт, посадка, передпосадкове маневрування, маловисотний політ) таку задачу необхідно розв'язувати. Для підвищення ефективності та безпеки польоту в цих випадках застосовують директорне управління.

### 16.3.2. Директорне управління польотом

При директорному управлінні обчислювач САУ формує закони траєкторного управління, але надсилає їх не на рульові агрегати (сервопривод САУ), а на командний прилад, пілота, який, виконуючи команди САУ, керує літаком. Структура системи директорного управління показана на рис. 16.7.

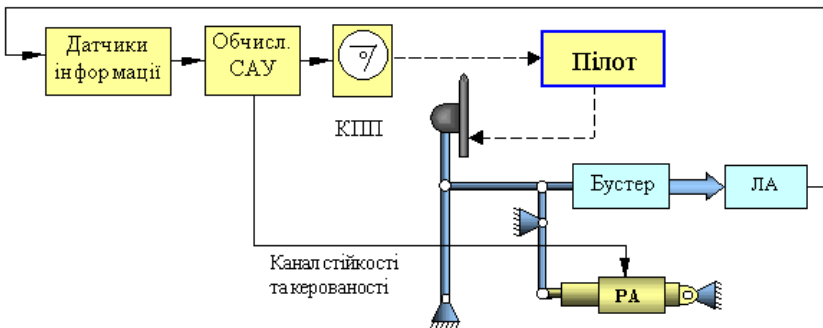


Рис. 16.7

При директорному управлінні функції пілота та САУ розділяються так:

- САУ при працюючому контурі поліпшення характеристик стійкості та керованості на основі інформації про поточне положення ЛА та про ціль управління (про задану траєкторію польоту) формує команди пілоту для відхилення важеля управління. Ці команди відображаються у вигляді відхилень командних стрілок кре-

ну ( $\delta_k^K$ ) та тангажа ( $\delta_k^T$ ) спеціального командно-пілотажного приладу (КПП або ПКП), а також на узагальненому індикаторі (на лобовому склі, на індикаторі прямої видимості) у вигляді відхилення рухомої марки від центрального нерухомого перехрестя.

– Пілот, повторюючи важелем управління рухи командних стрілок, керує літаком, додержуючись заданої траєкторії, і таким чином онулює сигнал директорного управління (командні стрілки повертаються у вихідне положення).

Таким чином пілот звільняється від необхідності аналізувати покази окремих приладів, щоб формувати управління, як це було при ручному пілотуванні. Тепер його дії, як ланки контура управління, мають найпростіший характер створення відхилень штурвала, що пропорційні відхиленням командних стрілок. Напрямок переміщення штурвала збігається з напрямком переміщення відповідної командної стрілки (наприклад, див. рис. 16.8)



Рис. 16. 8

Командно-пілотажний прилад це комбінований прилад, який поєднує показчик авіагоризонту, показчик ковзання й безпосередньо командний прилад, що реалізує режим директорного управління. Вмикання режиму директорного управління сигналізують бленкери крену та тангажа, які зникають з поля зору при вмиканні режимів директорного управління у відповідному каналі.

У приладі типу КПП командна стрілка тангажа переміщується вертикально, а стрілка крену обертається відносно своєї нижньої точки. Існують також інші типи командно-пілотажних приладів, в яких використовується спільний командний індекс, наприклад, прилад типу ПКП-72. Вертикальне переміщення командного індексу в такому приладі замінює командну стрілку тангажа, а поворот індексу відповідає відхиленню командної стрілки крену.

Окремі стрілки командно-пілотажних приладів – стрілки положення показують положення центра мас або поздовжньої осі ЛА

відносно програмної траєкторії. Причому кружок показує положення літака, а стрілка – положення програмної траєкторії. Відхилення стрілок положення в бічній ( $\delta_{\Pi}^K$  – канал крену) та у вертикальній ( $\delta_{\Pi}^T$  – канал тангажа) площині при директорному управлінні формуються, наприклад, за законами:

$$\delta_{\Pi}^T = K_{\Pi}^T (H - H_3); \quad (16.9)$$

$$\delta_{\Pi}^K = K_{\Pi}^K (z - z_3) \quad \text{або} \quad \delta_{\Pi}^K = K_{\Pi}^K (\psi - \psi_3),$$

У законах управління (16.9)  $K_{\Pi}^K, K_{\Pi}^T$  – відповідні масштабні коефіцієнти каналів крену та тангажа.

Як вже відмічалось, закони відхилення командних стрілок формуються в обчислювачі САУ ( див. рис. 16.7). При цьому для досягнення якісного пілотування за інформацією про положення командних стрілок, необхідно закон управління формувати з урахуванням властивостей конкретного контура управління.

Наприклад, при ручному управлінні бічною координатою  $\Delta z$ , контур управління якої містить у собі три інтегрувальні ланки (рис. 16.9), для забезпечення структурної стійкості контура, пілот має вводити випереджувальні впливи, що пропорційні швидкості

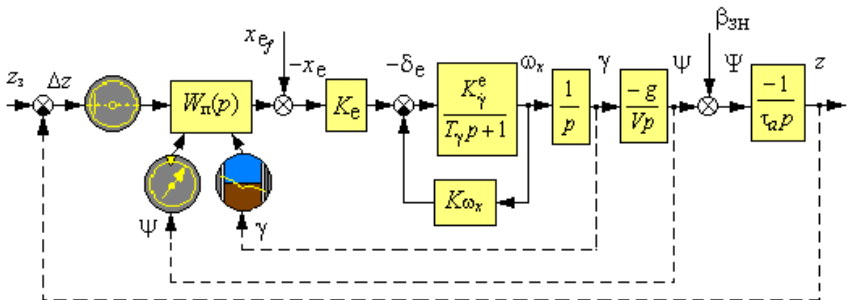


Рис. 16.9

та прискоренню зміни бічного відхилення, тобто враховувати першу та другу похідну від бічного відхилення  $\Delta z$ . А пілот відповідно до (16.1) у змозі зі сталою часу  $T_2$  тільки випереджувати зміну вхідного сигналу, тобто вводити першу похідну. Тому, враховуючи покази авіагоризонту та показчика курсу (штрихові лінії на рис.



16.9), він організує додаткові зворотні зв'язки в контурі управління, забезпечуючи його стійкість.

Ступінь впливу інформації про крен та курс на якість управління бічною координатою (зміна коефіцієнтів підсилення зворотних зв'язків з крену та курсу), а також вплив дискретності при переключенні уваги з одного приладу на інший залежить від досвіду та рівня кваліфікації пілота. Таким чином, пілот начебто виконує роль обчислювача в контурі управління. Враховуючи, що пілот одночасно вирішує інші задачі: орієнтування, пошук цілі, радіообмін тощо – якість управління, а, отож, імовірність успішного виконання польотного завдання може знижуватись. Знижується також рівень безпеки польоту, особливо у складних умовах.

Стан справ поліпшується якщо перейти до директорного управління, при цьому відхилення командної стрілки крену  $\delta_K^K$  формується за законом:

$$\delta_K^K = K_K^K [K_\gamma \gamma - K_\psi \psi + K_z (z - z_3)]. \quad (16.10)$$

Введення в закон управління (16.10) сигналів кута крену  $\gamma$  та рискання  $\psi$  забезпечує структурну стійкість контура ( рис. 16.10 ) і звільняє пілота від необхідності вводити випередження в процесі управління, причому передаточні числа закону управління  $K_\gamma, K_\psi, K_z$  синтезуються з умов забезпечення оптимальної якості перехідних процесів.

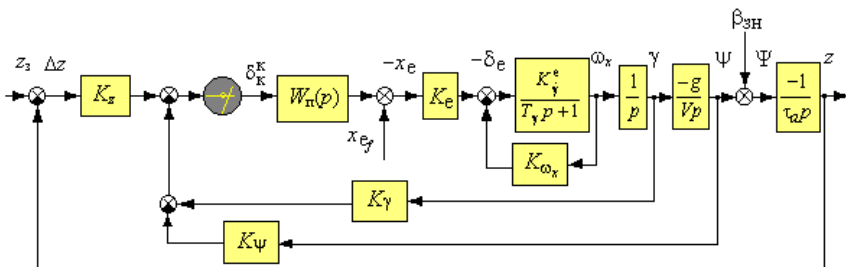


Рис. 16. 10

У режимі директорного управління динаміка контура управління наближується до динаміки контура автоматичного управління

ня, вона в основному визначається обраним законом управління й мало залежить від кваліфікації пілота.

Закон відхилення командної стрілки відрізняється від закону управління САУ в автоматичному режимі відсутністю демпфіруючого сигналу ( демпфірування здійснюється крізь контур стійкості та керованості ), а також відсутністю інтеграла від позиційного сигналу  $z - z_3$  ( точнісні характеристики контура управління повинні забезпечуватись безпосередньо пілотом). Для підвищення точнісних характеристик контура управління при дії деяких збурень окремі неосновні складові закону управління в усталеному режимі онулюються, наприклад, ізодромною ланкою, а для плавного відхилення командної стрілки з частотою не більш  $0,2 \dots 0,4$  Гц може використовуватися аперіодична ланка зі сталою часу  $T$ . Наприклад:

$$\delta_k^k = \frac{K_k^k}{Tp+1} \left[ K_\gamma \gamma - K_\psi \frac{T_\psi p}{T_\psi p+1} \psi + K_z (z - z_3) \right]. \quad (16.11)$$

Отже, рівень вимог до пілота при директорному управлінні рухом центра мас залишається таким же простим, як при ручному управлінні кутом крену. Для управління пілоту достатньо виконувати команди за принципом “стимул – реакція”, спостерігаючи за показами тільки одного приладу.

Прагнення до уніфікації законів формування сигналів, що надходять на сервопривод САУ та на директорний прилад, визначається бажанням використовувати спільний обчислювач для плавного переходу з директорного режиму на автоматичний і для контролю автоматичного режиму за інформацією КПП. Дослідження показують, що з підвищенням якості вихідного контура автоматичного управління підвищується якість відповідного йому контура директорного управління і поліпшуються показники діяльності пілота. Очевидно, що за точністю директорне управління поступається автоматичному з таких причин:

- наявності шумової складової у діях пілота ;
- необхідності одночасного управління за двома каналами;
- впливу дискретності управління, оскільки пілот одночасно контролює покази додаткових приладів та інші параметри

(швидкість польоту, вертикальну швидкість тощо), а також вирішує додаткові задачі, що не зв'язані з управлінням польотом.

У цілому в контурі директорного управління пілот виконує роль виконавчого пристрою, відслідковуючи командний сигнал. У процесі управління, адаптуючись до умов польоту, пілот може вносити корисні випереджувальні впливи, що підвищують якість управління. Але смуга пропускання пілота обмежується частотами (0,3...0,4) Гц, тому на режимах складного управління кутовим рухом динамічна точність директорного управління декілька знижується.

Характер діяльності пілота при директорному управлінні принципово відрізняється від характеру діяльності при ручному управлінні. Психологічні відміни полягають у тому, що при директорному режимі він виконує команди, які формуються в обчислювачі САУ. При цьому знижується можливість неправильних дій через помилки в обробці показів багатьох приладів і підвищується точність управління. Але те, що вся оперативна інформація, яка необхідна для управління перетворена в рух командних стрілок КПП, стає недоліком директорного управління.

Дослідження показують, що при директорному управлінні практично відсутнє сприйняття інформації, яка формує образ польоту, від інших систем відображення. Це знижує важливість для пілота показів таких пілотажних приладів, як наприклад, варіометр, авіагоризонт, показчик курсу. В експериментальних польотах несправність авіагоризонту виявлялась пілотом тільки через 10...20 с, що взагалі неприпустимо. Крім того, працюючи довгий час у контурі директорного управління, пілоту дуже важко виявити відмови обчислювача, які або призводять до того, що командні стрілки стоять нерухомо у вихідному положенні, або роблять помилкові безладні рухи, які не відповідають діям пілота. Ці обставини не дозволяють забезпечити потрібний рівень безпеки, особливо на режимах польоту значної тривалості.

Тому директорне управління з урахуванням його переваг і недоліків доцільно використовувати у таких випадках:

– при управлінні польотом вздовж складної траєкторії незначної відстані, де потрібна висока точність управління і розвантаження пілота від логічної обробки показів багатьох приладів;

– для управління літаком перед вмиканням автоматичного режиму з метою вилучення перехідних процесів при вмиканні режиму;

– для управління при відмовах виконавчих пристроїв САУ, тобто використання директорного управління як резервної системи.

Як перспективну напівавтоматичну систему управління, схожу на директорну, розглядають систему управління з передбаченням. Основу такої системи складає модель об'єкта управління (літака), яка реалізується в обчислювачі в прискореному масштабі часу, та електронний індикатор, на якому відображається задана та прогнозовувана траєкторії польоту (замість заданої траєкторії може відображатись, наприклад, зльотно-посадкова смуга або рельєф місцевості).

При ручному управлінні пілот, формуючи образ польоту, прагне прогнозувати зміну траєкторії літака, тому й в системі управління з передбаченням призначення моделі ЛА – саме прогноз траєкторії польоту. Працюючи в контурі управління з передбаченням, пілот, відхиляючи важіль управління, бачить на індикаторі майбутню поведінку літака на заданому інтервалі часу й намагається формувати управління так, щоб траєкторія польоту збігалась із заданою, або проходила через задані точки простору. Це звільняє його від необхідності передбачати зміну параметрів польоту. Індикація з передбаченням найбільш ефективна при управлінні рухом центра мас.

Певний інтерес являє собою також директорне управління за вібротактильними сигналами, частоти яких змінюються в діапазоні (0...30) Гц пропорційно змінам командних сигналів. Дослідження показують ефективність такої системи на коротких етапах польоту, тривалість яких не перевищує 5 хв.

Однак більш високу оцінку пілотів отримали системи комбінованого управління польотом.

### 16.3.3. Комбіноване управління польотом

Режим комбінованого управління оснований на паралельно-послідовній взаємодії контурів автоматичного та директорного управління, тобто передбачає можливість замкнення тільки одного з контурів: автоматичного або директорного, або підсумовування впливів пілота й автоматики. Це відрізняє систему комбінованого управління від системи сумісного управління, в якій чергуються режими ручного та автоматичного управління.

У системах комбінованого управління використовується послідовний сервопривод з обмеженим ходом штока рульового агрегату, на який крім сигналів контура стійкості та керованості надходять сигнали контура автоматичного управління. Одночасно працює пілот у контурі директорного управління.

Як приклад розглянемо спрощену систему комбінованого управління висотою польоту крізь контур нормального перевантаження (рис. 16.11).

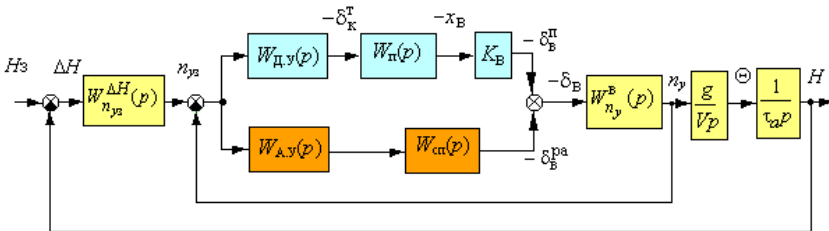


Рис. 16. 11

Тут за об'єкт управління розглядається літак, що описується передаточною функцією  $W_{n_y}^B(p)$  і характеристики якого коректуються системою стійкості та керованості;  $W_{Д.у}(p)$ ,  $W_{А.у}(p)$  – коректувальні ланки контурів директорного й автоматичного управління, які визначають закони управління командної стрілки та рульового агрегату;  $W_{n_y}^{\Delta H}(p)$  – передаточна функція, що формує задане значення нормального перевантаження. Очевидно, що при замкненому контурі автоматичного управління літак сприймається пілотом інакше, ніж при ручному або директорному управлінні, коли пра-

цює тільки автоматика контура стійкості та керованості. При комбінованому управлінні

$$\delta_B = \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{pa},$$

де  $\delta_B^{\Pi} = K_B W_{Д,У}(p) W_{\Pi}(p) (n_y - n_{y3})$ ;

$$\delta_B^{pa} = W_{А,У}(p) W_{СП}(p) (n_y - n_{y3}).$$

Отже, смуга пропускання сигналу ( $n_y - n_{y3}$ ) у системі комбінованого управління в порівнянні з директорним, де вона обмежується, виходячи з можливостей пілота, значенням (0,3...0,4) Гц, збільшується за рахунок підключення автоматики.

Простіші системи комбінованого управління будують так, щоб без втручання пілота в контурі управління мала б місце статична помилка. При цьому задача забезпечення астатизму (ліквідація помилки) доручається пілоту, який онулює положення командних стрілок (керуючий сигнал), використовуючи контур директорного управління.

Наявність каналу автоматики дозволяє перетворити будь-який контур управління у стійкий, тобто виключити необхідність випереджувальних дій пілота навіть при складному високочастотному управлінні. Це полегшує його роботу в контурі директорного управління й збільшує час оцінки позакабінного простору та приладного обладнання, при цьому підвищуються психофізіологічні показники діяльності пілота й умови безпеки польоту, при одночасному забезпеченні точнісних характеристик на рівні, близькому до автоматичного управління.

Іноді контури автоматичного та директорного управління поділяють за частотою змін керуючого сигналу, включаючи в передаточну функцію  $W_{А,У}(p)$  ізодромну ланку, а в коло сигналу директорного управління аперіодичний фільтр

$$W_{А,У}(p) = K_{n_y} \frac{Tp}{Tp+1}, \quad W_{Д,У}(p) = \frac{K_K^k}{Tp+1}.$$

При цьому високочастотна складова сигналу управління пропускається каналом автоматичного управління, а низькочастотна складова відпрацьовується пілотом крізь контур директорного

управління. Канал автоматики у цьому випадку реагує лише на зміни керуючого сигналу й не відпрацьовує постійну складову, завантаження пілота декілька збільшується у порівнянні з першим варіантом, проте робочий діапазон сервопривода САУ використовується більш раціонально.

Таким чином, режим комбінованого управління відрізняється від ручного пілотування та директорного управління тим, що сервопривод автоматики використовується не тільки для поліпшення характеристик стійкості та керованості, але й для спільного з пілотом управління траєкторією польоту відповідно обраної логікою взаємодій.

Досліджувались системи комбінованого управління різних логік взаємодій пілота й автоматики:

а) на сервопривод надходить той самий сигнал, що й на командний прилад;

б) перед подачею на сервопривод сигнал управління проходить крізь ізодромний фільтр (розподіл за частотою);

в) сигнал на командно-пілотажний прилад надходить тільки після виходу керуючого сигналу за певну зону (розподіл за величиною);

г) контур автоматичного управління доповнює дії пілота до оптимальних або вимикається, якщо дії пілота протилежні діям автоматики.

В усіх варіантах “швидкий” сервопривод контура автоматики відпрацьовує високочастотну складову сигналу управління й частково повільну складову (варіанти “а”, “г”). Пілоту доручається задача забезпечення астатизму (ліквідація помилки) через контур директорного управління при компенсаційному стеженні за повільною складовою сигналу обчислювача. Тобто пілот, використовуючи свої інтегрувальні властивості, працює як “повільний” сервопривод з великим діапазоном переміщення рульової поверхні (принципи побудови двоканальних сервоприводів розглядались у розділі 5.3).

Із варіантів систем комбінованого управління найбільш перспективною є система з логікою “г” взаємодій пілота й автоматики, схема якої показана на рис. 16.12. Розглянемо можливі варіанти функціонування такої системи.

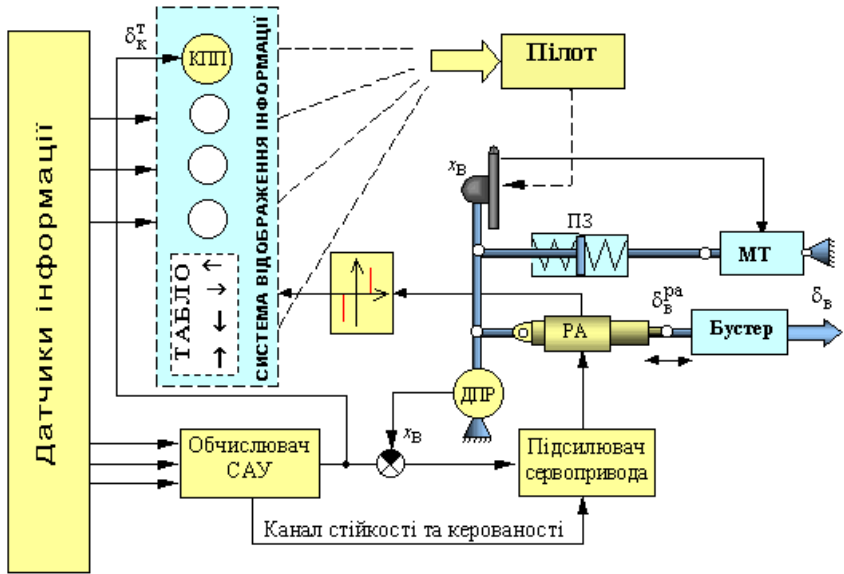


Рис. 16. 12

1. Пілот не втручається в управління або втручається дуже рідко. У цьому випадку контур управління не відрізняється від суто автоматичного. Але після досягнення статичним контуром автоматичного управління граничних можливостей парувати діючі збурення або здійснювати перебалансування (шток рульового агрегату виходить на упор) пілоту на табло видається світлова сигналізація про необхідність втручання в управління. Сигналізація може бути й вібротактильна.

2. Дії пілота правильні й узгоджені з автоматикою, тобто він відхиляє важіль управління, оптимально виконуючи команди САУ, що надходять на КПП. У цьому випадку сигнал  $x_{\text{в}}$  з датчика положення ручки ДПР онулює повільну складову в законі управління рульового агрегату, тобто пілот розвантажує рульовий агрегат, який продовжує виконувати функції поліпшення характеристик стійкості та керованості та парує високочастотні складові діючих збурень у контурі стабілізації.

3. Пілот відхиляє важіль управління в потрібному напрямку, але його дії не оптимальні (відхилення важеля більше або менше



заданих контуром директорного управління), тоді контур автоматичного управління доповнює дії пілота до оптимальних.

4. Дії пілота взагалі протилежні потрібним. У цьому випадку контур автоматичного управління перешкоджає діям пілота, але його протидія обмежена ходом штока рульового агрегату (рульовий агрегат виходить на упор і перестає заважати пілоту змінювати траєкторію польоту). Через деякий час неузгоджених з автоматикою активних дій пілота, які призводять до зміни заданої траєкторії польоту, контур автоматичного управління повільно перемикається у режим сумісного управління, поліпшуючи характеристики стійкості та керованості літака або стабілізуючи його кутове положення після зняття зусиль з важеля управління.

Таким чином, успішно вирішується задача управління жорстко (програмно) заданою траєкторією польоту, але в той же час пілот може виконувати будь-який маневр, змінюючи траєкторію польоту.

Перерозподіл функцій між пілотом і САУ здійснюється автоматично: чим активніше діє пілот тим менше працює автоматичний контур і навпаки. При необхідності пілот може частково відвернутися від управління, оскільки автоматичний контур забезпечує стабілізацію траєкторії при малих збуреннях. Для інформування пілота про необхідність втручання в управління використовують спеціальну сигналізацію: вібротактильну або, як на рис. 16.13, світлову з показом напрямку переміщення важеля управління.

Отже, система комбінованого управління реалізує принцип активного оператора, причому ступінь активності може змінюватись залежно від завантаження пілота іншими задачами. За сукупністю показників система комбінованого управління перевищує системи сумісного та директорного управління. Вона забезпечує достатньо високу точність при втручанні пілота в управління. За ергономічними показниками системи комбінованого управління краще узгоджують характеристики пілота з технічними характеристиками системи. Кількість тренувань пілота, необхідних для досягнення стабільної якості в контурі комбінованого управління, в три рази менше ніж у контурі директорного управління. Завдяки більш раціональній витраті керуючих впливів, перевантаження при комбінованому управлінні на 25 % менше ніж при директорному. У зв'язку з наявністю контура автоматичного управління зменшується

ся смуга частот потрібних дій пілота з  $(0,2 \dots 0,4)$  Гц при директорному управлінні до  $0,18$  Гц при комбінованому управлінні, що також позитивно оцінюється пілотом. У цілому в режимі комбінованого управління довіра пілота до автоматики значно вище ніж, при суто автоматичному управлінні.

### Контрольні питання

1. Які системи відносять до систем автоматизованого управління?
2. Які переваги та недоліки мають системи автоматичного управління у порівнянні з автоматизованим?
3. За яким принципом доцільно будувати системи автоматизованого управління польотом?
4. Якою математичною моделлю можна описати поведінку пілота при компенсаційному стеженні в області частот зміни вхідного сигналу до  $(0,3 \dots 0,4)$  Гц?
5. Як у математичній моделі пілота враховується здатність пілота забезпечувати астатичну стабілізацію параметрів польоту?
6. В яких випадках доцільно використовувати математичну модель пілота типу (16.4)?
7. У чому сутність сумісного управління польотом?
8. Запишіть можливі варіанти законів сумісного управління польотом.
9. На яких режимах польоту можна використовувати системи сумісного управління?
10. У чому сутність директорного управління польотом?
11. Яку роль виконує пілот у контурі директорного управління?
12. Що являє собою командно-пілотажний прилад?
13. Як забезпечується структурна стійкість, наприклад, контура управління бічною координатою при суто ручному управлінні та при реалізації директорного управління за законом управління (16.11)?
14. У чому основні недоліки директорного управління?
15. У чому сутність комбінованого управління польотом?
16. За якими принципами взаємодій пілота й автоматики можуть бути побудовані системи комбінованого управління?

## **Розділ IV. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКОМ НА ТИПОВИХ РЕЖИМАХ ПОЛЬОТУ**

Політ будь-якого літака складається з таких основних етапів: зліт і набирання висоти кола з розворотом (або без розвороту), вихід на маршрут, набирання висоти ешелону, крейсерський політ за маршрутом, повернення до аеродрому посадки з одночасним зниженням, захід на посадку та безпосередньо посадку. Деякі літаки спеціального призначення крім цих етапів мають додаткові, специфічні етапи польоту, наприклад: етап наведення на ціль, пожежегасіння, політ у складі групи літаків, маловисотний політ, дозаправки у повітрі та інші.

У цьому розділі розглядаються деякі типові режими польоту й особливості автоматизації процесу управління на цих режимах.

### **Глава 17. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКОМ НА ЕТАПІ МАРШРУТНОГО ПОЛЬОТУ**

Визначення координат літака з метою подальшого цілеспрямованого управління польотом пов'язане з перенесенням його місцезнаходження на карту, на якій можливо вимірювати певні відстані та кути. Екіпажу при цьому задається траєкторія, по якій повинен летіти ЛА, щоб виконати поставлену задачу. Проекція заданої траєкторії на карту (на земну поверхню) носить назву – лінія заданого шляху (ЛЗШ) або маршрут польоту, а задана траєкторія у вертикальній площині – профіль польоту. До маршрутної частини польоту відносять політ від вихідного пункту маршруту (ВПМ), що розташовується на межі аеродрому зльоту, до кінцевого пункту маршруту (КПМ), який знаходиться в районі аеродрому посадки. Між ВПМ і КПМ можуть розташовуватися ціль і проміжні пункти маршруту (ППМ), в яких відбуваються зміни напрямку ЛЗШ. Чергові пункти маршруту з'єднуються відрізками окремих ортодромій.

Основний маршрут польоту складається перед польотом і вводиться в пам'ять бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) у вигляді координат пунктів маршруту (ВПМ, ППМ, КПМ), а також координат цілі. Передбачається введення резервних маршрутів шляхом завдання додаткових ППМ та координат запас-

них аеродромів посадки. Оперативна зміна маршруту здійснюється безпосередньо в польоті.

Політ за маршрутом це найтриваліший етап польоту, який потребує від пілота втомлюючих одноманітних дій для стабілізації літака на заданій траєкторії. Тому автоматизація цього етапу розвантажує пілота від тривалої праці в контурі управління, до того ж підвищується точність стабілізації літака на заданій траєкторії. Директорне (автоматизоване) управління може використовуватися на найбільш складних ділянках маршруту, при підході до цілі, при погіршенні, наприклад, метеоумов польоту, а також при зміні заданого маршруту польоту.

### 17.1. Методи управління бічним рухом літака при польоті за маршрутом

Способи управління літаком при польоті за маршрутом залежать від того, які навігаційні параметри вимірюються й обчислюються на борту ЛА. Існують курсовий, шляховий та маршрутний методи управління бічним рухом літака при польоті за маршрутом.

#### *Курсовий метод управління польотом за маршрутом*

При курсовому методі управління польотом за маршрутом ЛЗШ не фіксується, а задається тільки кінцева навігаційна точка, в яку треба вивести ЛА. Саме в цю точку спрямовується поздовжня вісь ЛА (рис.17.1) і управління здійснюється відповідно різниці між азимутом  $A_{н.т}$  навігаційної точки  $HT$  (заданим у певній системі координат напрямком на цю точку, тобто заданим курсом

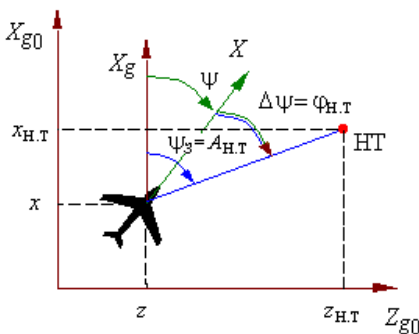


Рис. 17.1

$\psi_3 = A_{н.т}$ ) і поточним курсом ЛА  $\psi$ , а саме за відхиленням  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ . На практиці цей метод реалізується двома технічними способами.

Перший спосіб передбачає безпосереднє вимірювання  $\Delta\psi$ , як курсового кута радіостанції навігаційної точки  $\phi_{н.т} = \Delta\psi$ , що можливо, якщо в цій точці розташовані радіостанція або

маяк РСБН (радіотехнічної системи ближньої навігації). Такий варіант курсового методу – це найбільш давній спосіб автоматизованого літаководіння.

Другий спосіб передбачає вимірювання поточних координат місцезнаходження ЛА ( $x, z$ ) і знання координат навігаційної точки  $HT$  ( $x_{н.т}, z_{н.т}$ ), що попередньо введені в пам'ять БЦОМ навігаційного комплексу як координати певного пункту маршруту. За цією інформацією безперервно обчислюється заданий курс літака  $\psi_3$ , рівний азимуту навігаційної точки (рис.17.1):

$$\psi_3 = A_{н.т} = \arctg \frac{z_{н.т} - z}{x_{н.т} - x}.$$

Інформація про поточний курс  $\psi$  надходить від курсових систем літака. Формуючи різницю  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ , можна реалізувати курсовий метод управління польотом за маршрутом.

Діючі на ЛА збурення призводять до помилок в орієнтації ЛЗШ, визначеної в певний момент часу відносно навігаційної точки. Тому, стабілізуючи закладений в пам'ять БЦОМ заданий курс, ЛА неминуче пройде мимо заданої навігаційної точки. Ось чому при реалізації курсового методу необхідно безперервно або епізодично коректувати заданий курс  $\psi_{3i}$  (рис. 17.2) відповідно поточного місцезнаходження ЛА або реалізувати управління за інформацією про поточний курсовий кут навігаційної точки.

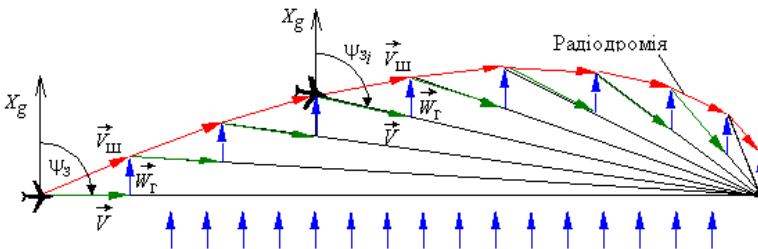


Рис. 17.2

При наявності бічної складової горизонтального вітру  $-\vec{W}_Г$ , яка весь час зносить літак від заданої лінії шляху, траєкторія

польоту в задану навігаційну точку за інформацією про поточний курсовий кут радіостанції буде криволінійною (див. рис. 17.2) і носить назву – *радіодромія*. Тут враховано, що при відсутності ковзання поздовжня вісь літака збігається з вектором повітряної швидкості  $\vec{V}$ , яка відрізняється від напрямку вектора шляхової швидкості  $\vec{V}_{ш}$  на кут знесення.

Курсовий метод управління польотом за маршрутом без зайвих труднощів може бути реалізований на борту ЛА, оскільки керуючий сигнал (відхилення від напрямку на навігаційну точку) достатньо просто вимірюється навігаційними датчиками й безпосередньо може використовуватися для управління ЛА. Але невідзначеність напрямку траєкторії та часу виходу в задану точку маршруту при наявності бічного вітру стає головним недоліком цього методу, ось чому він використовується як резервний метод управління польотом за маршрутом.

### ***Шляховий метод управління польотом за маршрутом***

Шляховий метод управління польотом за маршрутом – це удосконалений варіант курсового методу. При реалізації шляхового методу в задану навігаційну точку спрямовується не поздовжня вісь літака, а вектор шляхової швидкості  $\vec{V}_{ш}$  (рис.17.3), тобто управління реалізується за інформацією про відхилення поточного шляхового кута від заданого  $\Delta\Psi = \Psi - \Psi_3$ . Заданий шляховий кут розраховується, як і заданий курс, а при вимірюванні поточного шляхового кута враховується кут знесення:

$$\Psi = \psi - \beta_{зн.}$$

Тут враховано, що при відсутності ковзання  $\beta$  поздовжня вісь літака збігається з вектором повітряної швидкості  $\vec{V}$ , яка відрізняється від напрямку вектора шляхової швидкості  $\vec{V}_{ш}$  на кут знесення  $\beta_{зн.}$ .

Вихід на черговий пункт

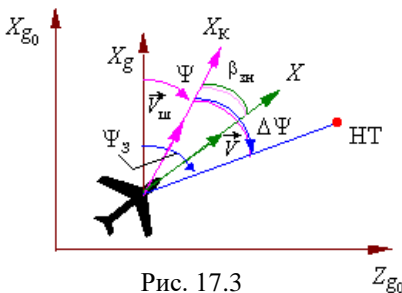


Рис. 17.3

маршруту при реалізації цього методу здійснюється по прямій лінії (лінії найкоротшого шляху) навіть при наявності бічного вітру. Однак, якщо внаслідок діючих збурень ЛА відхилився від лінії заданого шляху, він вже до неї не повертається. Ось чому при реалізації шляхового методу управління польотом за маршрутом залишається необхідність періодично коректувати заданий шляховий кут, обчислюючи його в залежності від поточного місцезнаходження ЛА, тобто періодично формувати нову ЛЗШ як лінію найкоротшої відстані до заданої навігаційної точки.

До складності реалізації шляхового методу управління польотом слід віднести відсутність на борту літака безпосередніх вимірників шляхового кута, а формування шляхового кута за інформацією про кут знесення зустрічає певні труднощі, що зв'язані з обмеженням умов функціонування доплеровського вимірника кута знесення, наприклад, понад водяною поверхнею.

Проте на сучасних ЛА шляховий метод широко застосовується при автоматичному управлінні маршрутним польотом, особливо при оперативному виборі координат чергового ППМ або іншої навігаційної точки маршруту.

Лінія заданого шляху (маршрут) складається з відрізків окремих ортодромій, які з'єднують суміжні пункти маршруту. Політ по заданим ортодроміям реалізується за допомогою маршрутного методу.

### ***Маршрутний метод управління польотом за маршрутом***

Маршрутний метод управління польотом дозволяє утримувати літак на заданій траєкторії, усуваючи відхилення  $\Delta z$  центра мас ЛА від лінії заданого шляху (рис. 17.4). Цей метод потребує інформації про параметри відхилення від ЛЗШ: величину бічного відхилення  $\Delta z$ , швидкість зміни бічного відхилення  $\dot{z}$ , дальність  $D$  до чергового ППМ.

Обчислення  $\Delta z$ ,  $\dot{z}$ ,  $D$  для реалізації маршрутного методу керування польотом здійсню-

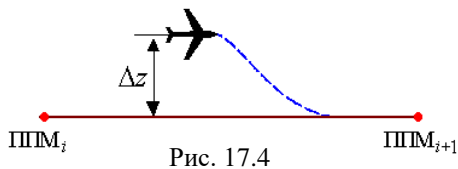


Рис. 17.4

ється або в етапно-ортодромічній (рис. 17.5) системі координат, або в спільній для всіх етапів системі координат (рис. 17.6).

У першому варіанті для кожного етапу польоту між навігаційними точками ППМ<sub>i</sub> та ППМ<sub>i+1</sub> використовується своя система координат  $OX'Z'$ , вісь  $OX'$  якої з'єднує точки ППМ<sub>i</sub> та ППМ<sub>i+1</sub>, і параметри, що необхідні для управління маршрутним методом, визначаються за формулами:

$$\Delta z = z'; \quad \dot{z} = V_{\text{ш}z}; \quad D = \sqrt{(S-x')^2 + (z')^2},$$

де  $x'$ ,  $z'$  – поточні координати центра мас ЛА;

$V_{\text{ш}z}$  – проекція вектора шляхової швидкості на вісь  $Oz'$ ;

$S$  – відстань між ППМ<sub>i</sub> та ППМ<sub>i+1</sub>.

Величина залишкової дальності  $D$  необхідна для обчислення точки початку розвороту для виходу на наступну ортодромію.

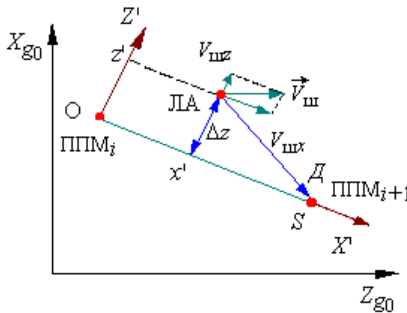


Рис. 17.5

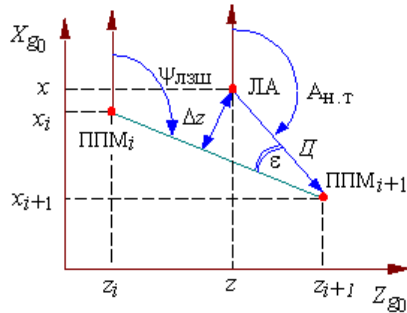


Рис. 17.6

Другий варіант передбачає обчислення параметрів руху в спільній для всіх етапів системі координат  $OX_gz_g$ . Тут обчислення виконуються за очевидними співвідношеннями, що випливають з рис. 17.6:

$$\varepsilon = A_{\text{н.т}} - \Psi_{\text{ЛЗШ}} = \arctg \left| \frac{z_{i+1} - z}{x_{i+1} - x} \right| - \arctg \left| \frac{z_{i+1} - z_i}{x_{i+1} - x_i} \right|;$$

$$D = \sqrt{(x_{i+1} - x)^2 + (z_{i+1} - z)^2};$$

$$\Delta z = D \sin \varepsilon.$$



У цьому варіанті певні труднощі виникають при обчисленні  $\dot{z}$ , тому якщо цей параметр необхідний для формування управління на етапі польоту за маршрутом, то його отримують шляхом диференціювання сигналу  $\Delta z$  безпосередньо в обчислювачі САУ. Інші навігаційні параметри розраховуються в обчислювачі навігаційного комплексу.

Маршрутний метод керування польотом широко застосовується при польоті за запрограмованими маршрутами, які закладені в пам'ять БЦОМ навігаційного комплексу, що має у своєму складі інерціальну систему навігації.

Деякі труднощі в реалізації маршрутного методу виникають при переході від однієї частинно-ортодромічної системи координат до іншої при прольоті чергового ППМ (рис. 17.7). Цей перехід виконується у вигляді плавного розвороту із заданим кутом крену  $\gamma_3$ . Команда

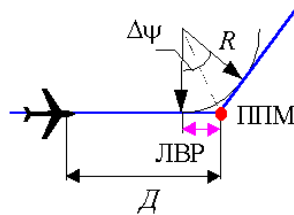


Рис. 17.7

на розворот надходить з деяким випередженням при підході до чергового ППМ. Обчислення лінійного випередження розвороту (ЛВР) виконується за формулою:

$$\text{ЛВР} = R \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2},$$

де  $\Delta\psi$  – кут розвороту для виходу на нову ортодромію;  $R$  – радіус розвороту, який залежить від швидкості польоту  $V$ , та заданого кута крену  $\gamma_3$ :

$$R = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma_3},$$

тут  $g$  – прискорення вільного падіння.

Команда на розворот подається при досягненні залишкової дальності  $D$  величини, що дорівнює ЛВР.

Таким чином при польоті за маршрутом в основному застосовуються шляховий та маршрутний методи управління, а як резервний – курсовий метод управління польотом за маршрутом. Розглянемо варіанти реалізації цих методів при автоматичному управлінні.

## 17.2. Закони управління і особливості аналізу контурів автоматичного управління літаком при польоті за маршрутом

При реалізації автоматичного польоту за маршрутом курсовим або шляховим методом управління реалізується, як і в режимах стабілізації кута ризикування, через контур крену з використанням сервоприводів з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком.

На відміну від режимів стабілізації курсу задане значення кута крену обмежується. Граничні значення заданого кута крену залежать від типу ЛА. Для важких літаків вони досягають  $30^\circ$ , а для маневрених літаків I та II класів у режимах маршрутного польоту, не пов'язаних з енергійним маневруванням, максимальні значення заданого кута крену не перевищують  $45^\circ$ . Обмеження пов'язані з тим, що при значних змінах напрямку маршруту величина потрібного кута крену, яка обчислюється відповідно куту розвороту на новий курс ЛЗШ, може перевищувати навіть  $90^\circ$ . Закони управління в контурах із ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі мають вигляд:

$$\frac{T_{ip}}{T_{ip}+1} \delta_\epsilon = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x, \quad (17.1)$$

де при реалізації курсового методу  $\gamma_3 = F_{\text{Гр}} \frac{K_\Psi}{K_\gamma} (\Psi - \Psi_3)$ ;

при реалізації шляхового методу  $\gamma_3 = F_{\text{Гр}} \frac{K_\Psi}{K_\gamma} (\Psi - \Psi_3)$ .

Тут  $F_{\text{Гр}}$  – функція, що формує граничні значення заданого кута крену (функція обмеження заданого кута крену).

При реалізації управління через контур крену з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі для підвищення точності в закони формування  $\gamma_3$  додають інтегральні складові. Але при значних змінах напрямку маршруту інтегральна складова на етапі розвороту на новий курс ЛЗШ весь час зростає, тому після виходу літака на новий курс ЛЗШ ця складова примусить літак продовжувати розворот доки сигнал відхилення зворотного знаку не онулить цю складову. Літак знову почне повертатися до курсу ЛЗШ і весь

процес буде повторюватися, виникають значні перерегулювання при опрацюванні заданого курсу. Ось чому інтегральна складова повинна підключатися до закону управління тільки на етапі стабілізації, наприклад, за законом управління:

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

при реалізації курсового методу  $\gamma_3 = \frac{F_{\text{ГР}}}{K_\gamma} \left( K_\psi + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{P} \right) (\psi - \psi_3)$ ,

$$\text{де } K_{\tilde{\psi}} = \begin{cases} 0 & \text{при } (\psi - \psi_3) > \Delta\psi^* \\ K_{\tilde{\psi}} & \text{при } (\psi - \psi_3) \leq \Delta\psi^* \end{cases}.$$

Тут  $\Delta\psi^*$  – певна величина відхилення  $(\psi - \psi_3)$ , при якій відбувається зміна структури закону управління. При реалізації шляхового методу управління польотом за маршрутом замість сигналу  $(\psi - \psi_3)$  використовують інформацію про відхилення поточного шляхового кута від заданого.

Існують також інші варіанти компенсації інтегральної складової в законах управління на етапах тривалого розвороту при змінах напрямку ЛЗШ. Якщо навігаційний комплекс формує не сигнал заданого значення курсу ЛЗШ  $\psi_3$ , а  $\gamma_3$ , що пропорційний відхиленню  $(\psi - \psi_3)$ , то астатизм в контурі управління з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі забезпечується шляхом інтегрування сигналу  $(\gamma - \gamma_3)$ , наприклад, за законом управління:

$$\delta_e = \left( K_\gamma + \frac{K_{\tilde{\gamma}}}{P} \right) (\gamma - \gamma_3) + \frac{K_{\omega_x}}{P} \omega_x + K_{\omega_x} \omega_x,$$

У цьому законі управління інтегральна складова сигналу  $(\gamma - \gamma_3)$  на етапі виходу на заданий кут крену компенсується інтегралом від сигналу  $\omega_x$ , а в режимах стабілізації, у тому числі й граничного значення  $\gamma_3$ , складова  $\frac{\omega_x}{P} \approx 0$  і сигнал  $\omega_x$  виконує свою головну роль – демпфірує кутові коливання літака з крену.

Динамічні характеристики таких контурів управління докладно аналізувались у 11 главі, а для аналізу статичних характерис-

тик можна використовувати структурну схему контура рискання (рис. 11.3), однак, перетворивши її у випадку аналізу шляхового методу управління до вигляду (рис. 17. 8).

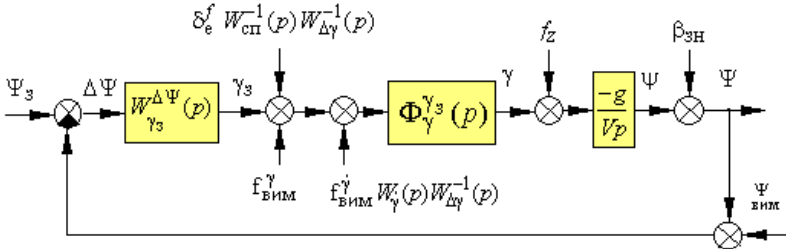


Рис. 17.8

Аналіз шляхового методу управління показує, що при будь-якому законі управління, навіть при відсутності інтеграла в законі формування  $\gamma_3$  (передаточна функція  $W_{\gamma_3}^{\Delta\Psi}(p)$  не містить у собі інтегровальної ланки) у контурі забезпечується астатизм першого порядку по відношенню до бічного знесення (до збурень  $\beta_{3Н}$ , що пов'язані з дією бічного вітру). Контур з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі має гірші статичні характеристики у порівнянні з астатичним контуром з жорстким зворотним зв'язком. Заходи щодо поліпшення статичних характеристик контурів з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі розглядались раніше. Наприклад, астатизм по відношенню до  $f_{ВИМ}^{\dot{\gamma}}$  можна отримати, якщо у коло сигналу кутової швидкості включити ізодромну ланку. Закон управління (17.1) при цьому перетворюється до вигляду

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x.$$

При реалізації автоматичного польоту за маршрутом маршрутним методом використовують закони управління бічним рухом центра мас, які розглядались у главі 14. Управління реалізується через контур крену, використовуючи сервоприводи з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком:

$$\delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x; \quad \frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x.$$

А  $\gamma_3$  може формуватись за двома типовими законами:

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\text{ГР}}}{K_\gamma} (K_z + K_{\dot{z}} p) \cdot \Delta z; \quad (17.2)$$

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\text{ГР}}}{K_\gamma} \left[ K_z \Delta z - K_\psi (\psi - \psi_{\text{ЛЗШ}}) \right], \quad (17.3)$$

тут  $F_{\text{ГР}}$  – функція обмеження заданого кута крену;  $\Delta z$  – бічне відхилення центра мас літака від ЛЗШ;  $\psi - \psi_{\text{ЛЗШ}}$  – відхилення поточного курсу ЛА від курсу ЛЗШ.

Похідна  $\dot{z}$  у законі (17.2) формування  $\gamma_3$ , як вже відмічалось при аналізі контурів управління бічним рухом центра мас, забезпечує структурну стійкість контура управління. Закон управління (17.3) передбачає контроль курсу. Наявність у законі управління сигналу  $\psi - \psi_{\text{ЛЗШ}}$  свідчить про те, що управління здійснюється через контур ризику на відміну від попереднього закону управління. Аналіз статичних характеристик таких контурів, проведений в главі 14, показує, що при дії бічного вітру закон управління типу (17.3) не забезпечує безпомилкової стабілізації центра мас літака на заданій лінії шляху. Ось чому доцільніше замість сигналу  $\psi - \psi_{\text{ЛЗШ}}$  формувати сигнал відхилення від шляхового кута заданої лінії шляху  $\Psi - \Psi_{\text{ЛЗШ}}$ , тобто враховувати кут знесення (бічний вітер). При розгляданні контурів автоматичного управління бічним рухом центра мас аналізувались й інші способи поліпшення точнісних характеристик.

Політ за маршрутом відносять до категорій етапів польоту, на яких декілька знижені вимоги до точнісних характеристик утримання літака на ЛЗШ і це дозволяє використовувати закони управління без введення додаткових інтегральних складових, які знижують стійкість контурів управління. До того ж, похибки вимірювання бічної координати існуючих інерціальних систем навігації складають 200...500 м за годину польоту і повністю входять у помилку стабілізації навіть при астатичному законі управління. Однак, якщо для інших режимів роботи САУ вже передбачені заходи поліпшення точнісних характеристик (наприклад, використовується сер-

вопривод з ізодромним зворотним зв'язком), то змінювати структуру каналу управління (замінювати ізодромний зворотний зв'язок на жорсткий) недоцільно.

Маршрутний метод управління польотом використовується в достатньо малій області лінійних бічних відхилень від ЛЗШ. Як правило, ці відхилення лежать у межах 1,5...2 км від ЛЗШ.

Однак у деяких випадках при польоті за маршрутом можуть виникати ситуації, коли відхилення літака від ЛЗШ буде значним. Наприклад: відхід від маршруту заради подолання грозової хмарності, проведення корекції значних навігаційних помилок і т.ін. У цих випадках застосування лінійних законів управління неможливо, оскільки літак просто не в змозі вийти на ЛЗШ. При значному  $\Delta z$  літак з максимальним кутом крену розвертається в бік ЛЗШ на кут  $\pm 90^\circ$ , однак при цьому сигнали  $K_z p \Delta z$  або  $K_\psi (\psi - \psi_{ЛЗШ})$  не можуть “подолати” сигналу  $K_z \Delta z$ , щоб перекласти крен в інший бік, і літак продовжує розворот, але вже в сторону протилежну напрямку маршруту.

У міру зменшення  $\Delta z$  і збільшення  $(\psi - \psi_{ЛЗШ})$  для закону управління (17.3) може таки відбутися зміна знаку крену, але літак вийде на ЛЗШ зі значним перерегулюванням (рис. 17.9, траєкторія 1). Не виключена ситуація, коли  $\Delta z$  не встигає зменшитись до необхідної величини, а літак вже виконав розворот на  $\pm 180^\circ$ . У цьому випадку здійснюється безперервний рух літака по колу з максимальним кутом крену (траєкторія 2).

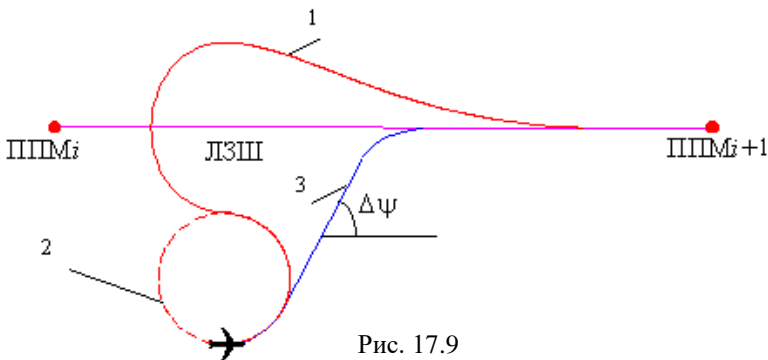


Рис. 17.9

Уникнути цього неприємного явища можна шляхом обмеження сигналу  $\Delta z$  деякою величиною  $\Delta z_{\text{ГР}}$ . Якщо поставити задачу виходу до ЛЗШ під фіксованим кутом  $\pm\Delta\psi$  (траєкторія 3), то величину  $\Delta z_{\text{ГР}}$  можна розрахувати за рівняннями (17.2), (17.3)

$$\Delta z_{\text{ГР}} = -\frac{K_z \dot{z}}{K_z} V_{\text{ш}} \sin \Delta\psi \quad \text{або} \quad \Delta z_{\text{ГР}} = \frac{K_\psi}{K_z} \Delta\psi,$$

тут  $V_{\text{ш}} \sin \Delta\psi = \dot{z}$  – фіксована швидкість зміни бічного відхилення. А закони формування  $\gamma_3$  у цьому випадку перетворюються до вигляду

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\text{ГР}}}{K_\gamma} (K_z F(\Delta z) + K_z p \Delta z)$$

або

$$\gamma_3 = -\frac{F_{\text{ГР}}}{K_\gamma} \left[ K_z F(\Delta z) - K_\psi (\psi - \psi_{\text{ЛЗШ}}) \right],$$

де 
$$F(\Delta z) = \begin{cases} \Delta z_{\text{ГР}} & \text{при } |\Delta z| > |\Delta z_{\text{ГР}}| \\ \Delta z & \text{при } |\Delta z| \leq |\Delta z_{\text{ГР}}| \end{cases}$$

Існують також інші методи виходу на ЛЗШ, які реалізують траєкторії оптимальні з точки зору мінімуму пройденої відстані або мінімуму часу та витрати пального. Ці траєкторії розраховуються в обчислювачі навігаційного комплексу й надходять в САУ у вигляді заданого кута крену. Відпрацьовуючи заданий кут крену, САУ реалізує розраховані траєкторії.

### 17.3. Автоматичне управління поздовжнім рухом літака на етапі маршрутного польоту

Профіль польоту ЛА обирається з умов найменшої витрати палива, а також з тактичних міркувань. Типовий профіль маршрутного перельоту – перельоту з аеродрому вильоту до аеродрому призначення після зльоту та виходу на маршрут, складається з таких основних етапів: набирання висоти ешелону, крейсерський політ зі східчастою зміною ешелонів польоту; зниження до висоти передпосадкового маневрування. Профіль маршрутного польоту

літаків спеціального призначення має свою специфіку і відрізняється від польоту з метою транспортного перевезення. На деяких ділянках маршрутного польоту доцільний перехід на малі висоти.

Автоматичне управління поздовжнім рухом літака на етапі крейсерського польоту зводиться до стабілізації барометричної висоти ешелону польоту. Перехід з одного ешелону на інший (зміна висоти на  $\pm 600\text{м}$ ) здійснюється в режимі автоматизованого (сумісного) управління. При цьому пілот у режимі ручного управління, змінюючи кут тангажа, задає літаку потрібну вертикальну швидкість зниження або набору висоти, а в режимі автоматичного управління САУ, стабілізуючи заданий кут тангажа, утримує задану вертикальну швидкість. Пілот, періодично втручаючись в управління, коректує вертикальну швидкість, а кінцевий етап виходу на нову висоту ешелону здійснює в режимі ручного управління, після чого знову вмикає режим стабілізації барометричної висоти нового ешелону польоту. Можна організувати й автоматичне управління зміною ешелонів польоту за сигналами з БЦОМ або з наземних пунктів управління польотом.

У цьому розділі ми розглянемо тільки особливості автоматичного управління поздовжнім рухом літака на етапах програмного набору висоти та зниження, а також на етапі маловисотного польоту.

### **17.3.1. Особливості автоматичного управління літаком на етапі набору висоти та зниження**

При обчисленні оптимальних траєкторій набору висоти враховують характер зміни енергії літака залежно від параметрів польоту та від режиму роботи силової установки. Для чого застосовують поняття *енергетичної висоти*  $H_e$  :

$$H_e = \frac{E}{mg},$$

де повна механічна енергія літака

$$E = \frac{mV^2}{2} + mgH.$$



Тут перша складова характеризує кінематичну, а друга – потенціальну енергію літака.

Швидкість зміни енергетичної висоти – енергетична швидкопідйомність  $V_{ye}$  –

$$V_{ye} = \frac{dH_e}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{dH}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + V_y,$$

визначає енергетичні можливості літака.

Із рівняння сил, що описує зміну швидкості польоту:

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

враховуючи  $\sin \theta = V_y(V)^{-1}$ , отримаємо:

$$\frac{V}{g} \dot{V} + V_y = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} V,$$

тобто

$$V_{ye} = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} V. \tag{17.4}$$

Оскільки тяга  $P$  і сила лобового опору  $X_a$  залежать від висоти та швидкості польоту, то й енергетична швидкопідйомність  $V_{ye}$  залежить від цих параметрів. Приблизний вигляд залежності енергетична швидкопідйомність  $V_{ye}$  від висоти та числа  $M$  польоту показаний на рис. 17.10. Для надзвукових літаків величина  $V_{ye}$  має два максимуми: у діапазоні дозвукових і надзвукових швидкостей.

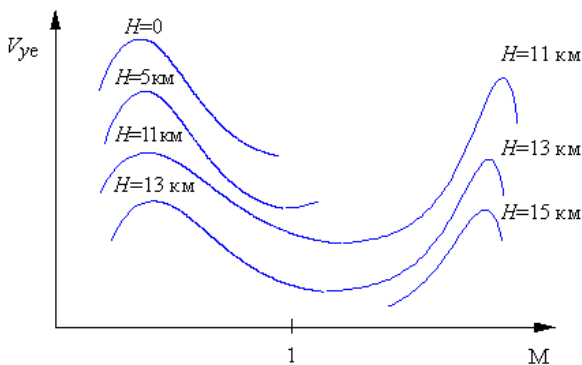


Рис. 17.10

Енергетична швидкопідйомність – це диференціальна характеристика можливостей літака, вона характеризує енергетичні можливості літака на кожній висоті. Проте, надто важливе значення мають інтегральні

характеристики набору висоти: час набору висоти, час виходу на задану висоту з одночасним набором крейсерської швидкості польоту, відстань, що проходить літак за час набору висоти, витрата палива за час набору та інші. Як правило, при знаходженні програми оптимального набору висоти за критерій оптимальності обирають функціонал у вигляді:

$$J = k\Delta t + (1-k)\Delta\bar{G}_{\Pi},$$

де  $k$  – коефіцієнт значності ( $0 \leq k \leq 1$ );  $\Delta\bar{G}_{\Pi}$  – відносна витрата палива.

При  $k = 1$  мінімізується час набору висоти, при  $k = 0$  оптимізується витрата палива. Для проміжних значень  $k$  отримують або мінімальну витрату палива при заданій тривалості набору висоти, або мінімальний час набору висоти при обмеженій витраті палива, оскільки у багатьох випадках не вигідно мінімізувати тільки  $\Delta t$  або  $\Delta\bar{G}_{\Pi}$  з причини недопущення великого значення іншого параметра.

Задача визначення програми оптимального набору висоти зводиться до знаходження екстремума функціонала  $J_t$  за час набору висоти:

$$J_t = \int_{t_1}^{t_2} [k + (1-k)\bar{G}_{\Pi}] dt, \quad (17.5)$$

де  $\bar{G}_{\Pi}$  – секундна витрата палива.

Враховуючи співвідношення

$$dt = \frac{dt}{dH_e} dH_e = \frac{dH_e}{V_{ye}},$$

на основі (17.5) отримаємо функціонал  $J_e$ , який, як правило, використовують при знаходженні оптимальної програми набору енергії:

$$J_e = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{k + (1-k)\bar{G}_{\Pi}}{V_{ye}} dH_e. \quad (17.6)$$

Із (17.6) виходить, що

$$\min \frac{dJ_e}{dH_e} = \max \frac{V_{ye}}{k + (1-k)\overline{G_{II}}},$$

а, враховуючи (17.4),

$$\max \frac{V_{ye}}{k + (1-k)\overline{G_{II}}} = \max \frac{(P \cos \alpha - X_a)V}{mg [k + (1-k)\overline{G_{II}}]}. \quad (17.7)$$

Саме вираз (17.7) і використовують в алгоритмах обчислення оптимальних програм набору висоти. Програми оптимального набору висоти розраховуються як залежності істинної швидкості польоту  $V_{ict}$  або числа  $M$  від висоти  $H$  польоту. На рис. 17.11 приведені типові програми набору висоти для дозвукового транспортного літака у вигляді функції  $V_{ict} = f(H)$ .

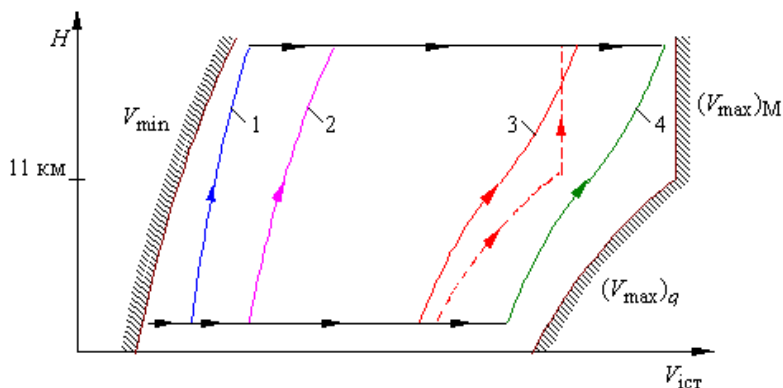


Рис. 17.11

Програма набору (крива 4), яка відповідає мінімуму часу виходу на задану висоту з заданою крейсерською швидкістю, завжди реалізується з більшими швидкостями у порівнянні з програмою (крива 2) набору висоти за мінімум часу, яка, у свою чергу, посунута в область більших істинних швидкостей у порівнянні з програмою (крива 1) набору висоти мінімальної дальності. Обмеження на витрату палива враховується умовою номінального режиму роботи авіаційних двигунів.

Для оптимальної програми (крива 3) набору висоти з мінімальною витратою палива додатково розраховується програма зміни ступеня дроселювання двигунів залежно від висоти польоту.

Але реалізація цієї програми пілотом практично неможлива, тому на практиці програму розраховують для номінального режиму роботи двигунів. Оскільки при номінальному режимі роботи двигунів витрата палива зменшується при збільшенні швидкості польоту, то програма (3) посунута в область більших істинних швидкостей у порівнянні з програмами (1) і (2), з іншого боку, витрата палива на крейсерському режимі завжди менше, ніж на етапі набору висоти, ось чому вигідніше, з точки зору витрати палива, раніше вийти на крейсерську висоту і на ній розганятись до крейсерської швидкості. Тому програма (3) посунута в область менших істинних швидкостей у порівнянні з програмою (4). Для транспортного літака програма набору висоти з мінімальною витратою палива є базовою програмою, інші – це допоміжні програми набору висоти.

Діапазон можливих швидкостей набору висоти обмежується (див. рис.17.11), з одного боку, мінімально допустимою, а з іншого боку, максимально допустимою швидкістю польоту, яка на середніх висотах визначається максимально допустимим швидкісним напором, а на висоті вище 11 км – максимально допустимим числом  $M$  польоту.

Автоматизація програмного набору висоти крейсерського польоту зводиться до реалізації залежності  $M_3 = f(H)$  або  $V_{ict_3} = f(H)$  шляхом чергування режимів стабілізації барометричної висоти та швидкості польоту через канал руля висоти.

Після зльоту та набору висоти круга сектор газу двигунів встановлюється на номінальний режим, вмикається режим стабілізації висоти польоту і літак починає розганятись, стабілізуючи задану барометричну висоту польоту. Для важких транспортних літаків управління, в основному, реалізується через контур тангажа. Наприклад:

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_B = K_{\vartheta} \left( \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} \vartheta - \vartheta_3 \right) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

$$\text{де } \vartheta_3 = -\frac{K_H}{K_{\vartheta}} (H - H_3).$$

При досягненні швидкості польоту, що дорівнює програмній для заданої висоти, канал руля висоти перемикається на режим стабілізації заданої програмної швидкості, як функції  $V_{ict3} = f(H)$ . При цьому

$$\vartheta_3 = -\frac{K_V}{K_G} (V_{ict3} - V_{ict}),$$

Тут враховано, що позитивний приріст кута тангажа викликає зменшення швидкості польоту. Структурна схема контура управління швидкістю польоту була отримана в главі 15 (див. рис. 15.5) і з деякими відмінами зображена на рис. 17.12, де  $f(P-X_a)$  враховує надмірну тягу  $(P \cos \alpha - X_a)$  номінального режиму роботи двигуна.

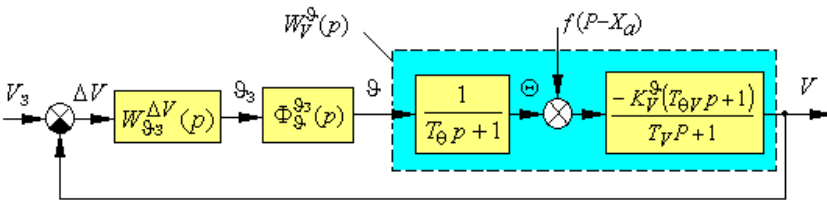


Рис. 17.12

Оскільки тяга номінального режиму на вихідній висоті більше сили лобового опору, то швидкість польоту продовжує збільшуватись, і САУ, стабілізуючи задану програмну швидкість, відхиляє руль висоти й переводить літак у набір висоти. Складова сили ваги  $G \sin \theta$  при цьому на певному куту нахилу траєкторії компенсує надмірну тягу і швидкість польоту незбільшується. У подальшому, змінюючи кут нахилу траєкторії, САУ видержує програмну зміну заданої швидкості  $V_{ict3} = f(H)$ . Природно, що програма  $V_{ict3} = f(H)$  повинна бути закладена в пам'ять обчислювача траєкторного управління САУ.

Аналізуючи статичні характеристики контура управління (див. рис. 17.12), зауважимо, що контур забезпечує астатизм першого порядку по відношенню до  $\Delta V$  при відпрацюванні  $V_3$  (передаточна функція внутрішнього контура  $\Phi_{\vartheta_3}^{\vartheta_3}(p)$  при наявності ізодрому в колі сигналу  $\vartheta$  містить у собі інтегральну ланку). Астатизм

забезпечується також при змінах надмірної тяги (збурення  $f(P-X_a)$ ), яка в цьому контурі сумісно зі складовою сили ваги  $G\sin\theta$  відіграє роль керуючої сили.

При виході на задану висоту польоту знову вмикається режим стабілізації барометричної висоти.

При відсутності в пам'яті обчислювача САУ програми оптимального набору висоти, набирання висоти реалізується в режимі напівавтоматичного управління. У цьому випадку пілот після досягнення істинної швидкості польоту, що дорівнює оптимальній, з точки зору заданого режиму набору висоти (ці швидкості викладені в інструкції пілота), вмикає режим стабілізації приладної швидкості польоту. Приладна швидкість – це міра динамічного тиску, який при постійній істинній швидкості зменшується зі зростанням висоти польоту. Тому стабілізуючи приладну швидкість, САУ відержує зростаючу з висотою істинну швидкість польоту. Після досягнення висоти 11 км пілот перемикає САУ в режим стабілізації числа  $M$  польоту. Програма, що реалізується при такому способі управління (див. рис. 17.11, штрихова лінія), приблизно повторює (апроксимує) оптимальну програму набору висоти  $V_{ict} = f(H)$ , до того ж при цьому попереджується вихід літака на гранично-максимальні швидкості польоту.

Програма оптимального набору висоти для надзвукових літаків має певні відміни. Як правило (рис. 17.13 суцільна лінія), вона містить у собі ланку розгону на постійній висоті – висоті розгону та дві ланки набору висоти. Це пов'язується з характером залежності енергетичної швидкості  $V_{ye}$  від висоти польоту (див. рис. 17.10), яка має додатковий екстремум в області надзвукових швидкостей. На першому етапі літак виводиться на висоту розгону, на

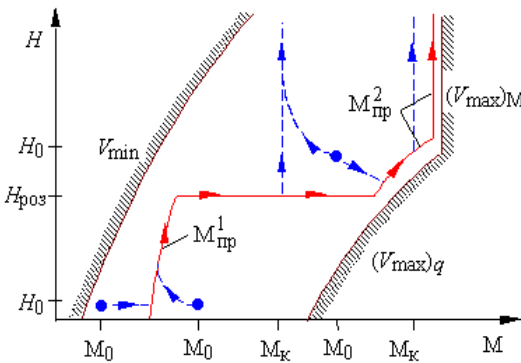


Рис. 17.13

розгону та дві ланки набору висоти. Це пов'язується з характером залежності енергетичної швидкості  $V_{ye}$  від висоти польоту (див. рис. 17.10), яка має додатковий екстремум в області надзвукових швидкостей. На першому етапі літак виводиться на висоту розгону, на

якій розганяється до надзвукової швидкості, після чого знову переходить у набір висоти, реалізуючи оптимальний набір енергії за мінімальний час.

На надзвукових швидкостях більш вигідним стає набір висоти на форсажних режимах роботи авіаційного двигуна через різке збільшення питомої витрати палива

$c_{\Pi} = \bar{G}_{\Pi}(P)^{-1}$  безфорсажного режиму (рис. 17.14). Ось чому оптимальна програма набору висоти передбачає разову команду на вмикання форсажу при досягненні певної надзвукової швидкості польоту. Програма набору енергії (висоти та швидкості) за мінімальний час з виходом на максимальну висоту (висоту статичної стелі) є базовою програмою для надзвукових літаків на етапі наведення на повітряну ціль.

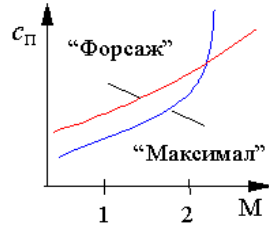


Рис. 17.14

Управління поздовжнім рухом маневреного надзвукового літака, як правило, здійснюється через контур нормального перевантаження. Наприклад, за законом управління:

$$\delta_v = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Автоматизація виходу на задану програмну траєкторію і реалізація програмного набору висоти зводиться до чергування заданих значень нормального перевантаження  $n_{y3}$  для режимів стабілізації барометричної висоти або заданого числа  $M = M_3$ . Уся програма набору висоти (див рис. 17.13) поділяється на три етапи: етап виходу на висоту розгону за програмою  $M_3 = M_{\text{пр}}^1(H)$ ; етап розгону зі стабілізацією висоти розгону  $H_3 = H_{\text{роз}}$ ; етап подальшого набору висоти за програмою  $M_3 = M_{\text{пр}}^2(H)$ . Задані значення нормального перевантаження  $n_{y3}$  можуть формуватися у вигляді:

$$n_{y3} = n_{y3}^H = \frac{1}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) (H - H_3)$$

або

$$n_{y3} = n_{y3}^M = \frac{1}{K_{n_y}} (K_M + K_{\dot{M}} p) (M_3 - M).$$

Задані значення  $H_3$  та  $M_3$  на етапі виходу літака на програмну траєкторію залежать від вихідних значень висоти  $H_0$  та числа  $M_0$  польоту, а також від заданого кінцевого числа  $M_K$ . Алгоритми перемикання заданого значення нормального перевантаження  $n_{y3}$  реалізуються в обчислювачі САУ, де  $n_{y3}$  для різних етапів набору висоти порівнюються з поточним значенням заданого перевантаження і обирається таке перевантаження, яке або виводить літак на оптимальну програмну траєкторію, або стабілізує його на цій траєкторії. При досягненні у процесі набору висоти кінцевої швидкості польоту літак продовжує подальший набір висоти, стабілізуючи цю швидкість. Алгоритм, що реалізує програмний набір висоти, може мати вигляд, проілюстрований рис. 17.15.

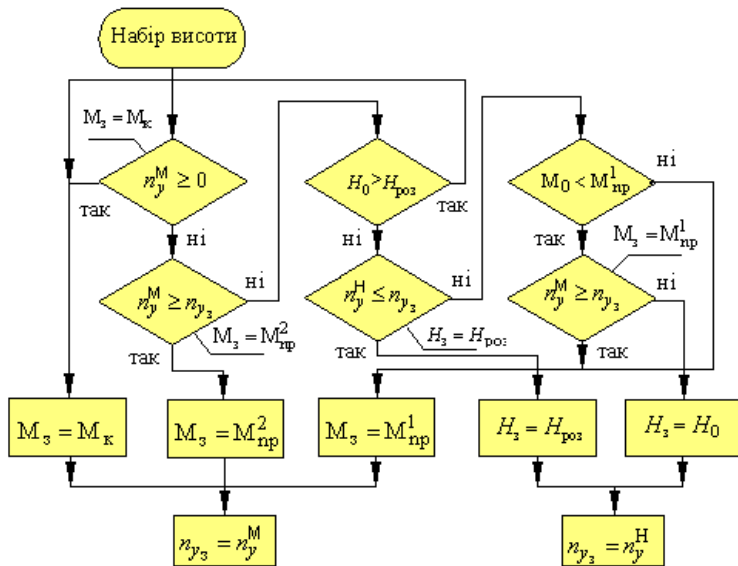


Рис. 17.15

Найбільш характерний набір висоти – це набір висоти безпосередньо після зльоту при вихідних умовах  $H < H_{роз}$ ,  $M_0 < M_{np}^1$ . У цьому випадку після перевірки умов, що не переводять літак у кабрирування, алгоритм за задану висоту польоту оби-



рає поточну ( $H_3 = H$ ), а за задане нормальне перевантаження –  $n_{уз} = n_{уз}^H$ . Літак за рахунок надмірної тяги максимального режиму роботи двигуна (набір висоти здійснюється в режимі “Максимал” або “Повний форсаж”) починає розганятись, стабілізуючи задану барометричну висоту польоту. Внаслідок наближення до числа  $M \approx M_{пр}^1$  виконується умова  $n_{уз}^M \geq n_{уз}$  (для  $n_{уз}^M$ , що відповідає  $M_3 = M_{пр}^1$ ), алгоритм за задане число  $M$  обирає  $M_3 = M_{пр}^1(H)$ , а за задане нормальне перевантаження –  $n_{уз} = n_{уз}^M$ , літак переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне число  $M$  польоту.

При наближенні до висоти розгону виконується умова  $n_{уз}^H \leq n_{уз}$  ( $n_{уз}^H$  розраховується для  $H_3 = H_{роз}$ ) і алгоритм за задане нормальне перевантаження обирає  $n_{уз} = n_{уз}^H$ , а за задану висоту –  $H_3 = H_{роз}$ , літак виходить на висоту розгону і продовжує розганятись до надзвукової швидкості, стабілізуючи висоту розгону. На певній надзвуковій швидкості може надходити команда на вмикання форсажу.

При досягненні числа  $M \approx M_{пр}^2$  знову виконується умова переходу на кабрирування ( $n_{уз}^M \geq n_{уз}$ , де  $n_{уз}^M$  обчислюється для  $M_3 = M_{пр}^2$ ), алгоритм за задане число  $M$  польоту обирає  $M_3 = M_{пр}^1(H)$ , а за задане нормальне перевантаження –  $n_{уз} = n_{уз}^M$ . Літак вже з надзвуковою швидкістю переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне значення числа  $M$  польоту. Після виходу на швидкість польоту, що дорівнює кінцевій ( $n_{уз}^M \geq 0$  для  $M_3 = M_K$ ) літак продовжує подальший набір висоти, стабілізуючи цю швидкість.

Якщо на початок набору висоти швидкість польоту перевищує програмну ( $M_0 > M_{пр}^1(H)$ ), то відповідно алгоритму за задане перевантаження обирається  $n_{уз}^M$ , а за задане число  $M$  –  $M_{пр}^1(H)$ , і

літак одразу переходить в енергійний набір висоти, зменшуючи швидкість польоту.

Іноді набір висоти починається з режиму “чергування у повітрі” і на початок набору вихідна висота може перевищувати висоту розгону  $H_0 > H_{роз}$ . У цьому випадку за задане число  $M$  польоту обирається його кінцеве значення ( $M_3 = M_K$ ), а за задане перевантаження –  $n_{уз}^M$ . Якщо кінцева швидкість перевищує поточну, то літак починає розганятися зі зниженням, доки не досягне програмного значення числа  $M$  ( $n_{уз}^M \geq n_{уз}$  для  $M_3 = M_{пр}^2$ ), після чого переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне значення числа  $M = M_{пр}^2(H)$ . У протилежному випадку ( $n_{уз}^M \leq 0$  для  $M_3 = M_K$ ) літак одразу переходить у набір висоти, зменшуючи швидкість польоту до кінцевої.

На рис. 17.13 штриховою лінією показані маневри літака при програмному наборі висоти при виході на різні кінцеві швидкості для різних початкових умов.

Набір висоти продовжується доки літак не досягне заданої висоти польоту, реалізуючи оптимальний набір енергії, або не надійде команда для виходу на висоту перехвату з заданою швидкістю. До речі, кінцева висота польоту може бути менше ніж поточна, у цьому випадку реалізується вертикальний маневр для зниження до кінцевої висоти.

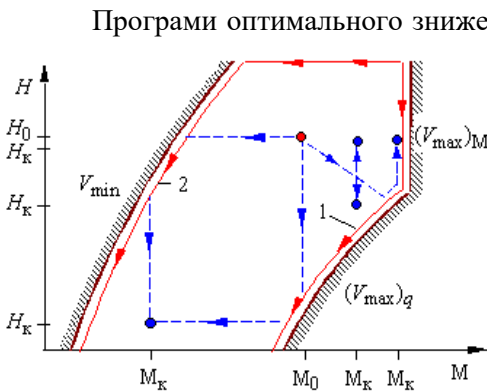


Рис. 17.16

Програми оптимального зниження, як і програми набору висоти розраховуються у вигляді функції  $M_{пр} = f(H)$ . На рис. 17.16 показані типові програми зниження літака, що реалізують різні критерії оптимальності. Траєкторія 1 відповідає програмі екстреного зниження (мінімуму часу і мінімуму дальності зниження), яка реалізується з мак-

симально допустимою швидкістю польоту з урахуванням обмежень на вертикальну швидкість зниження. Траєкторія 2 – це програма зниження з мінімальною витратою палива і, відповідно, з максимальною дальністю зниження, яка реалізується зі швидкостями, що наближуються до мінімальної еволютивної швидкості польоту.

Автоматизація процесу зниження, як і набору висоти зводиться до стабілізації програмного числа  $M$  польоту  $M_{\text{пр}} = f(H)$  з одночасним, у залежності від числа  $M$  дроселюванням двигунів. Вибір програми зниження здійснюється пілотом або автоматично за командами зовнішніх систем, наприклад, бортової системи наведення. Вихід на програмну траєкторію та схід з неї на задані, кінцеві значення висоти та швидкості залежать від обраної траєкторії, а також від вихідних і кінцевих значень висоти та швидкості польоту.

Якщо за програмну траєкторію зниження обрана траєкторія 1 (див. рис.17.16), то при  $M_0 > M_k$  зниження до висоти  $H = H_k$  здійснюється зі стабілізацією числа  $M = M_0$  з плавним переходом до  $M_{\text{пр}} = f(H)$ . Після виходу на кінцеву висоту здійснюється гальмування до  $M = M_k$  у режимі стабілізації барометричної висоти польоту  $H = H_k$ .

При  $M_0 < M_k$  літак виконує зниження з розгоном до  $M = M_k$  з подальшою стабілізацією кінцевої швидкості польоту й одночасним дроселюванням двигунів аж до виходу на задану кінцеву висоту польоту  $H = H_k$ , якщо за час зниження з розгоном літак не знизився до висоти менш кінцевої. У протилежному випадку ( за час розгону літак перейшов кінцеву висоту) здійснюється набір висоти на форсажному режимі з  $M = M_k$ . При виході в процесі розгону на граничну швидкість подальший розгін виконується за програмою оптимального набору енергії (висоти та швидкості). При розгоні зі зниженням додатково контролюється умова досягнення та стабілізації мінімальної з точки зору безпеки висоти польоту.

Якщо за програмну траєкторію зниження обрана траєкторія 2 (природно, що ця траєкторія реалізується при  $M_0 > M_k$ ), то одразу при дроселюванні двигунів виконується гальмування в режимі ста-

білізації вихідної висоти польоту. Після виходу на  $M = M_k$  або на програмну траєкторію виконується зниження зі стабілізацією  $M_k$  або  $M_{пр} = f(H)$  аж до виходу на кінцеву висоту польоту. При зниженні з  $M = M_k$  додатково контролюється вертикальна швидкість. На рис. 17.16 штриховою лінією показані вертикальні маневри літака для двох програмних варіантів зниження при виході на різні кінцеві швидкості та висоти польоту.

Алгоритми чергування режимів стабілізації висоти або швидкості польоту на етапі зниження реалізуються в обчислювачі САУ за принципом, схожим з алгоритмами програмного набору висоти (див. рис. 17.15) з додатковим формуванням команд для перемицання режимів роботи авіаційного двигуна.

При польоті за маршрутом програмне зниження літака виконується при поверненні (підльоті) до аеродрому посадки з метою виходу на висоту кола в районі аеродрому. Тут розв'язується задача зниження на задану висоту за певну відстань. Будування траєкторії передпосадкового маневру у вертикальній площині здійснюється в обчислювачі навігаційного комплексу, де залежно від кінцевої точки зниження  $D_{к.з}$  (точок третього або четвертого розвороту), висоти кола  $H_k$  та заданого кута нахилу траєкторії зниження ( $\theta_3 = 6^\circ \pm 1^\circ$ ) розраховується задана висота, як функція дальності  $H_3 = f(D)$  (рис. 17.17).

Літак здійснює політ у режимі стабілізації барометричної висоти і до моменту досягнення рубежу початку зниження  $D_{п.з}$ , після

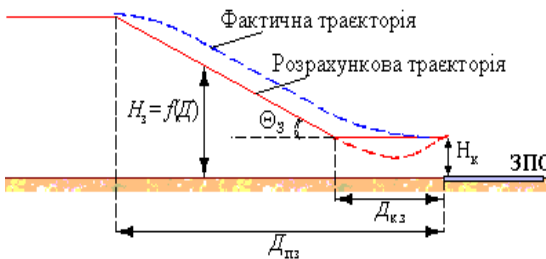


Рис. 17.17

чого переходить на режим зниження з постійним кутом нахилу траєкторії  $\theta_3$  за інформацією про відхилення поточної барометричної висоти від заданої  $H_3 = f(D)$ .

Певні проблеми при реалізації такої траєкторії зниження виникають у зв'язку з про-

садкою літака на етапі вирівнювання при виході на висоту круга. З метою вилучення просадки доцільно здійснювати зниження літака за траєкторією, що лежить вище розрахованої шляхом створення помилки стабілізації заданої висоти  $H_3 = f(D)$ . Якщо управління заданою висотою реалізується через контур тангажа, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, то перетворити цей контур у статичний можна шляхом вилучення ізодромної ланки з кола сигналу кута тангажа з одночасним підключенням у коло  $\vartheta_3$  сигналу кута тангажа горизонтального польоту  $\vartheta_{г.п}$

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

де  $\vartheta_3 = \vartheta_{г.п} - \frac{K_H}{K_\vartheta} (H - H_3)$ .

Розгорнутий закон управління має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_\vartheta (\vartheta - \vartheta_{г.п}) + K_H (H - H_3) + K_{\omega_z} \omega_z.$$

Аналізуючи структурну схему (рис. 17.18) такого контура управління, переконаємося, що в контурі має місце позитивна статична помилка відпрацювання  $H - H_3$  при наявності сигналу  $\vartheta_{г.п}$ , який намагається вивести літак у горизонтальний політ. При зниженні з  $\vartheta_{г.п} = (3 \dots 4)^\circ$  середнє перевищення заданої висоти складає приблизно

100...150 м, і на етапі виходу на висоту кола при  $D = D_{к.з}$  літак плавно без перерегулювання переходить у горизонтальний політ.

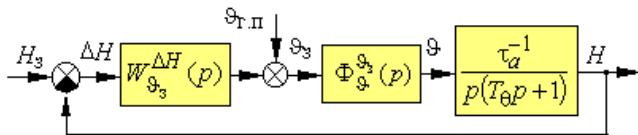


Рис. 17.18

Навігаційний комплекс розраховує траєкторію передпосадкового зниження, починаючи з крейсерської висоти –  $H_{кр}$ . Якщо висота в момент вмикання режиму “Повернення” більше крейсер-

ської, то пілот повинен виходити на  $H_{кр}$ , використовуючи інші способи зниження. У випадку вмикання режиму “Повернення” на дальності, меншої за рубіж початку зниження, в навігаційному комплексі або формуються додаткові горизонтальні маневри для виходу на задану траєкторію (для збільшення дальності до аеродрому), або траєкторія зміщується і літак виходить у район аеродрому на більшій висоті ніж висота круга. Подальше зниження виконується при польоті по кругу.

Існують й інші способи формування програмної траєкторії зниження. Наприклад, для важких літаків програмування профілю польоту здійснюється так само як для маршрутного польоту в горизонтальній площині з розрахунком висоти початку вирівнювання для виходу на висоту кола. У цьому випадку в САУ від навігаційного комплексу надходять розраховані за певними алгоритмами заданий кут тангажа або задане перевантаження, відпрацьовуючи які, САУ реалізує заданий профіль польоту.

### **17.3.2. Особливості автоматичного управління літаком при маловисотному польоті**

Політ на малій висоті відносять до найскладніших етапів польоту з великими психофізіологічними навантаженнями на пілота та членів екіпажу. Тому автоматизація цього етапу польоту значно зменшує можливість зіткнення літака з наземними перешкодами, збільшує безпеку польоту та зменшує навантаження на членів екіпажу.

Для переходу на маловисотний політ як на етап маршрутного польоту в програмі маршруту призначається рубіж початку зниження. Зниження здійснюється за програмою мінімізації витрати палива.

У випадку непередбаченого зниження на малу висоту використовується програма екстреного зниження за мінімум часу і дальності.

Системи, що забезпечують політ на малій висоті, можуть бути побудовані як системи обходу перешкоди в горизонтальній площині або як системи обльоту перешкоди у вертикальній площині: можна реалізувати й комплексні системи управління малови-

сотним польотом. У теперішній час найбільш розповсюджені системи управління маловисотним польотом з обльотом перешкод у вертикальній площині, які реалізують режими стабілізації істинної (геометричної) висоти польоту, похилої дальності, випередженої висоти польоту.

### ***Стабілізація істинної висоти польоту***

При стабілізації істинної висоти польоту як основний датчик інформації використовується радіовисотомір. Природно, що тільки за сигналами радіовисотоміра, не маючи інформації про місцевість, що знаходиться попереду, літак не в змозі подолати крутий східчастий схил рельєфу, висота якого (рис. 17.19, а) перевищує задану висоту польоту. До того ж, він повторює плавну зміну рельєфу з деяким запізненням й інерційністю, які залежать від швидкості польоту та від маневрених можливостей літака змінювати траєкторію польоту у вертикальній площині. При цьому максимальний кут схилу рельєфу  $\Theta_{p\max}$  (рис. 17.19, б) залежить від заданої висоти польоту  $H_3$ .

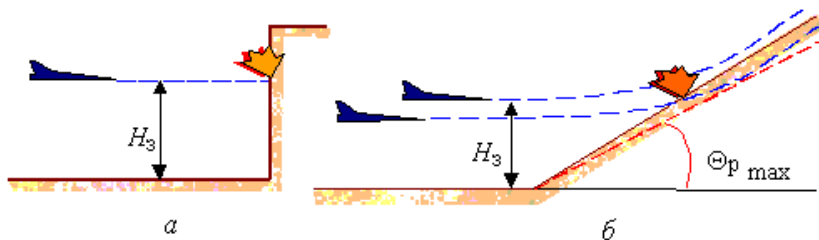


Рис. 17.19

Системи автоматичного управління, що реалізують такий спосіб маловисотного польоту, у змозі забезпечити політ не нижче 200...300 м над рівнинною або слабко пересіченою місцевістю зі схилами, крутість яких не перевищує 5...10°, а також над водяною поверхнею.

Контур автоматичного управління істинною висотою польоту будується за типовою для траєкторного управління схемою, на основі найбільш швидкодійного контура – контура управління нормальним перевантаженням. На відміну від контура стабілізації барометричної висоти польоту (див. рис. 13.13) істинна висота  $H_{pв}$ ,

яку вимірює радіовисотомір, може бути подана як різниця барометричної висоти  $H$  і висоти рельєфу  $h_p$ . Пілот на показчику радіовисотоміра встановлює задану висоту польоту  $H_{рв.з}$ . Сигнал різниці ( $H_{рв} - H_{рв.з}$ ) – це основний керуючий сигнал, на основі якого формується задане перевантаження  $n_{y3}$ . Структура контура управління істинною висотою польоту зображена на рис. 17.20.

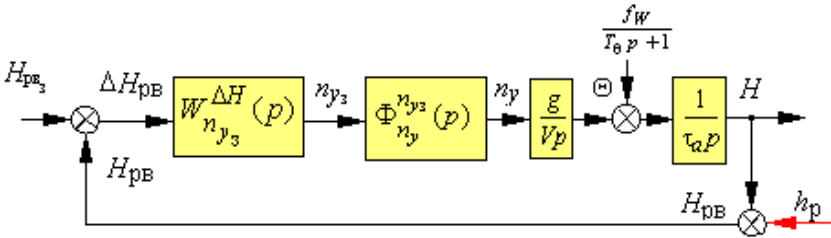


Рис. 17.20

Оскільки за внутрішній контур  $\Phi_{n_y}^{n_{y3}}(p)$  обраний контур управління нормальним перевантаженням, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, що реалізує закон управління у вигляді

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z,$$

то для забезпечення структурної стійкості контура управління висотою польоту задане значення нормального перевантаження необхідно формувати з урахуванням похідної відхилення від заданої висоти. До того ж, похідна в законі управління враховує швидкість зміни рельєфу (кут схилу рельєфу). Сигнал радіовисотоміра, як правило, фільтрують, щоб згладити дрібні складки рельєфу. Задане значення нормального перевантаження обмежується, причому величина обмеження наближається до граничних можливостей літака. Таким чином, задане значення нормального перевантаження може формуватись у вигляді



$$n_{y3} = -\frac{F_{ГР}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}P}) \frac{(H_{РВ} - H_{РВ.3})}{T_{\Phi}P + 1}, \quad (17.8)$$

тут  $F_{ГР}^{n_y}$  – функція обмеження нормального перевантаження;  
 $T_{\Phi}$  – стала часу аперіодичного фільтру.

Аналізуючи статичні властивості контура управління істинною висотою польоту (рис. 17.20), відмітимо, що основним збуренням цього контура є зміна висоти рельєфу  $h_p$ . По відношенню до цього збурення контур володіє астатизмом другого порядку, а по відношенню до вітрових збурень  $f_w$  астатизмом першого порядку. Докладно аналогічні контури управління висотою польоту аналізувались у гл. 13.

Стабілізація геометричної висоти забезпечує маловисотний політ над плоскорівнинною місцевістю. Маловисотний політ над складним, сильно пересіченим рельєфом можливий тільки за інформацією про місцевість, що знаходиться попереду. Цю інформацію можна отримати за допомогою радіолокаційного дальноміра, візувальний промінь якого нахилений до земної поверхні. За допомогою такого дальноміра реалізують маловисотний політ зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти.

### ***Стабілізація похилої дальності або випередженої висоти***

При управлінні маловисотним польотом за інформацією про похилу дальність основним керуючим сигналом є відхилення поточної похилої дальності  $D$  від заданої  $D_3$ , яка призначається з умов безпеки польоту й залежить від маневрених характеристик літака та крутості схилів рельєфу місцевості. Похила дальність  $D$  визначається як дальність між центром мас літака і точкою візування рельєфу місцевості радіолокаційним дальноміром і залежить (рис.17.21) від істинної висоти польоту  $H_i$ ,

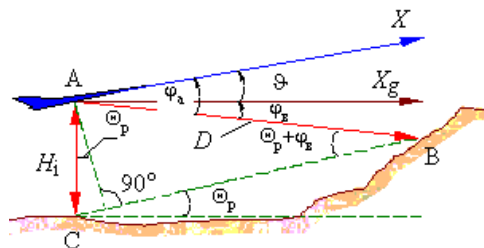


Рис. 17.21

усередненого кута схилу рельєфу  $\Theta_p$ , кута візування рельєфу  $\varphi_B$ . Кут візування рельєфу  $\varphi_B$  при фіксованому куті установки антени дальноміра відносно поздовжньої осі літака –  $\varphi_a$  у свою чергу залежить від кута тангажа  $\vartheta$

$$\varphi_B = \varphi_a - \vartheta.$$

Якщо антена стабілізована в просторі за допомогою гіростабілізатора, то кут візування рельєфу залишається постійною величиною  $\varphi_B = \text{const}$ .

Застосовуючи теорему синусів до трикутника ABC (див. рис. 17.21), отримаємо співвідношення

$$\frac{D}{\sin(\frac{\pi}{2} - \Theta_p)} = \frac{H_i}{\sin(\varphi_B + \Theta_p)}, \quad \text{Рис. 17.14}$$

з якого виходить

$$D = H_i \frac{\cos \Theta_p}{\sin(\varphi_B + \Theta_p)}. \quad (17.9)$$

Таким чином, зміна рельєфу, що знаходиться попереду, (зміна  $\Theta_p$ ) призводить до зміни похилої дальності  $D$ , яка повинна бути усунена за рахунок зміни істинної висоти польоту  $H_i$ .

Структура контура управління поздовжнім рухом при стабілізації похилої дальності не відрізняється від контура управління істинною висотою польоту, тому в законах управління траєкторного контура (17.8) необхідно тільки замінити сигнал різниці ( $H_{рв} - H_{рв.з}$ ) на  $(D - D_3)$ , де  $D_3$  – задана похила дальність. Тоді

$$n_{yz} = -\frac{F_{ГР}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_D + K_D p) \frac{(D - D_3)}{T_{\Phi} p + 1}.$$

Не відрізняється структура контура управління і при стабілізації випередженої висоти  $H_D = D \sin \varphi_B$  – висоти між точкою візування рельєфу місцевості й поточною висотою ЛА (рівнем поточного положення центра мас літака, рис. 17.22).

При стабілізації похилої дальності або випередженої висоти певні проблеми виникають при обльоті вершини та заднього схилу рельєфу, оскільки при цьому, поперше, втрачається інформація від радіолокаційного

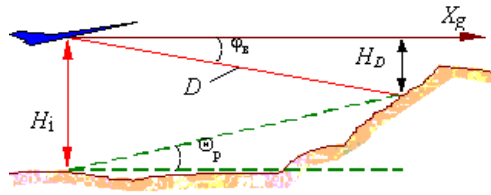


Рис. 17.22

дальноміра в момент переходу променя дальноміра за вершину. Тому при обльоті вершини в цей момент доцільно переходити на управління від радіовисотоміра або вмикати режим приведення до горизонту. По-друге, вихід над вершиною здійснюється з великим перерегулюванням (рис.17.23 траекторія 1), оскільки обліт переднього схилу виконується з позитивним перевантаженням аж до вершини.

Для розв'язання цієї проблеми можна організувати, наприклад, такий спосіб обльоту вершини. У момент зустрічі променя дальноміра з перешкодою – цей момент визначається як різке та

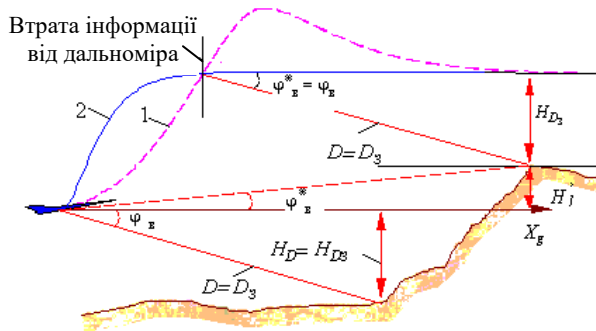


Рис. 17.23

тривалі збільшення заданого нормального перевантаження

$$n_{y_3} = (K_D + K_{\dot{D}} p) \frac{(D - D_3)}{T_{\dot{\varphi}} p + 1} \geq n_{y_3}^* \quad \text{при } \Delta t > \Delta t^*,$$

за задане перевантаження обирається граничне і літак переходить у кабрирування. Одночасно промінь дальноміра починає сканувати уверх, розшукуючи вершину схилу – кут візування рельєфу  $\varphi_B^*$ , на якому починає втрачатися інформація від радіолокаційного дальноміра. Для цього кута візування розраховується поточна випереджена висота у районі вершини схилу:

$$H_D^* = D \sin \varphi_B^*,$$

яка порівнюється з заданою безпечною висотою, й на основі цієї різниці формується задане перевантаження для виходу на висоту польоту вершини:

$$n_{y_3} = -\frac{F_{Гр}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) \frac{(H_D^* - H_{D_3})}{T_{\Phi} p + 1}.$$

Літак енергійно, але без перерегулювання виходить на задану висоту для обльоту вершини (траєкторія 2).

На протязі виконання маневру промінь дальноміра продовжує стежити за вершиною схилу, надаючи інформацію про  $D$  та  $\varphi_B^*$  для обчислення поточного значення  $H_D^*$ , доки кут візування рельєфу не досягне свого вихідного значення ( $\varphi_B^* = \varphi_B$ ), після чого вмикається режим стабілізації антени у просторі за допомогою гіростабілізатора. Подальший політ над вершиною призводить до втрати інформації від дальноміра. У цьому випадку доцільно переходити або на управління від радіовисотоміра, або починати поступове зниження аж до наступного підвищення рельєфу (до відновлення інформації дальноміра).

Аналізуючи (17.9), зауважимо, що при обльоті переднього схилу ( $\Theta_p > 0$ ) зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти істинна висота польоту збільшується. Тому після перемикання управління на радіовисотомір за задану істинну висоту приймається висота у момент вмикання з плавним зменшенням її до висоти, встановленої на покажчику радіовисотоміра.

Існують й інші методи управління маловисотним польотом з використанням інформації про висоту місцевості, що знаходиться попереду, наприклад, шляхом оперативного програмування траєкторії польоту. При застосуванні дальноміра зі скануючою антеною виникає можливість визначення висоти перешкод, які не можуть бути подолані тільки за інформацією радіовисотоміра. При підльоті до цих перешкод управління перемикається на стабілізацію похилої дальності або випередженої висоти за вище викладеним алгоритмом, а після польоту вершини знову вмикається стабілізація істинної висоти польоту. За інформацією від скануючої

антени можна також організувати управління, яке забезпечує обхід перешкод маневром у горизонтальній площині.

### Контрольні питання

1. За якими навігаційними параметрами здійснюється управління при реалізації курсового методу польоту за маршрутом, які основні недоліки цього методу?

2. Якими технічними способами визначається основний керуючий сигнал при реалізації курсового методу польоту за маршрутом?

3. Які навігаційні вимірники потрібні на борту для реалізації шляхового та маршрутного методу польоту за маршрутом, які існують переваги та недоліки цих методів?

4. Запишіть типові закони управління, за якими реалізуються курсовий та шляховий методи польоту за маршрутом, поясніть наявність у законах управління функцій обмеження заданого кута крену.

5. Запишіть типові закони управління, за якими реалізується маршрутний метод польоту за маршрутом, поясніть необхідність обмеження сигналу  $\Delta z$ .

6. Які параметри руху літака характеризує енергетична висота та енергетична швидкопідйомність?

7. Перелічіть основні інтегральні характеристики набору висоти. Який функціонал критерію оптимальності доцільно обирати при знаходженні програми оптимального набору висоти?

8. У якому вигляді розраховуються програми оптимального набору висоти? Запишіть варіант закону управління, що реалізує таку програму.

9. У чому основні відміни програми оптимального набору висоти для надзвукового літака?

10. Які існують програми оптимального зниження літака, у тому числі при виході на висоту кола аеродрому посадки?

11. У чому основні недоліки управління маловисотним польотом у режимі стабілізації істинної висоти польоту?

12. Які проблеми виникають при обльоті вершини та заднього схилу рельєфу в режимі стабілізації похилої дальності?

## **Глава 18. АВТОМАТИЗАЦІЯ УПРАВЛІННЯ НА ЕТАПАХ ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ**

Етапи зльоту й особливо 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 позакабінного простору та інші) значно ускладнюють ручне управління особливо на етапі посадки. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу. У цій главі розглянуті принципи побудови контурів автоматичного управління на етапі посадки й можливості автоматизації процесу зльоту літака.

### **18.1. Траєкторії та етапи посадки літака. Навігаційні засоби забезпечення посадки**

У теперішній час термін “посадка” вбирає в себе такі етапи польоту: повернення літака до району аеродрому та передпосадкове маневрування, захід на посадку та безпосередньо посадку (вирівнювання, приземлення, пробіг).

На етапі повернення до аеродрому посадки та виконання передпосадкового маневрування літак виводиться в точку повітряного простору відносно аеродрому з таким розрахунком, щоб наприкінці етапу він знаходився на продовженні злітної смуги на певній висоті та дальності.

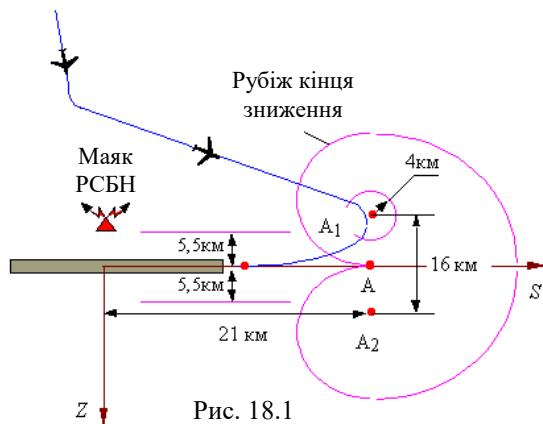
Будування траєкторії передпосадкового маневру у вертикальній площині з метою зниження до висоти кола в районі аеродрому здійснюється в обчислювачі навігаційного комплексу. Траєкторії зниження та принципи побудови контурів автоматичного управління на цьому етапі докладно розглядались у гл. 17.

Процес виведення літака на аеродром посадки в горизонтальній площині складається з трьох етапів. На першому етапі викону-

ється вихід літака в район аеродрому на рубіж з дальністю 200...250 км до радіомаяка РСБН аеродрому. Задача літаководіння здійснюється як і при маршрутному польоті, при цьому заданою навігаційною точкою стає маяк РСБН запрограмованого аеродрому. Координати літака на цьому етапі визначаються в ортодромічній системі координат, а управління здійснюється курсовим методом. У блоці обчислювача посадки навігаційного комплексу розраховується заданий ортодромічний курс, який надходить в САУ для автоматичного або напівавтоматичного управління.

Другий етап польоту починається після входу ЛА в зону дії маяка РСБН. Траєкторія руху визначається точками наведення, які розташовуються певним чином відносно ЗПС (рис. 18.1), точками  $A_1$ ,  $A_2$ , з координатами  $S = 21$  км,  $Z = \pm 8$  км (точки четвертого розвороту) і точкою  $A$  з координатами  $S = 21$  км,  $Z = 0$ .

Точка  $A$  використовується для наведення ЛА у тому випадку, якщо напрямок польоту до аеродрому не відрізняється від напрямку



прямоку до аеродрому не відрізняється від напрямку посадки за абсолютною величиною на кут більш ніж  $90^\circ$ . В інших випадках літак наводиться на точку  $A_1$  або на точку  $A_2$ .

Якщо відбувалося наведення на точку  $A_1$  ( $A_2$ ), то на відстані 4 км до неї здійснюється зміна точки наведення на  $A$ , що забезпечує більш інтенсивний розворот літака на курс посадки. Цей процес означає кінець другого етапу й початок третього. При вході літака в коридор  $\pm 5,5$  км відносно осі ЗПС в обчислювачі навігаційного комплексу формується нова точка наведення, яка не фіксується, а рухається вздовж осі ЗПС зі швидкістю ЛА. При цьому ЛА буде наближатися до осі ЗПС за кривою погоні.

При досягненні бічного відхилення від осі ЗПС, яке дорівнює  $\pm 1,5$  км, закінчується останній етап передпосадкового маневрування й вмикається режим заходу на посадку. Управління на етапі передпосадкового маневрування здійснюється курсовим методом, при цьому заданий курс розраховується в обчислювачі навігаційного комплексу й надходить у САУ, яка відпрацьовуючи заданий курс, реалізує траєкторію передпосадкового маневрування. Існують й інші методи формування траєкторії передпосадкового маневрування.

Траєкторії передпосадкового маневрування, що формуються в обчислювачі навігаційного комплексу, виводять літак з кінцевого пункту маршруту одразу на вісь ЗПС для реалізації так званого заходу на посадку “з прямої”. Але при заході на посадку “з прямої” пілот може психологічно не бути готовий виконати посадку, до того ж захід на посадку “з прямої” потребує від пілота надто чіткого пілотування з розрахунком часу випуску шасі та посадкової механізації крила. Тому найбільш розповсюдженим, особливо для важких літаків, стає додатковий етап передпосадкового маневрування “коробочка”. При виконанні “коробочки” пілот має можливість здійснити правильний розрахунок на посадку, найкращим чином підготуватись до посадки. “Коробочка” виконується також при очікуванні літаком своєї черги заходу на посадку.

Політ “по коробочці” виконується так (рис. 18.2). Після польоту дальньої приводної радіостанції (ДПРС) літак продовжує політ протязі 90 с з курсом ЗПС, а потім здійснює перший розворот (1р) на  $90^\circ$  у правий або лівий бік (права або ліва “коробочка”). Наступні розвороти на  $90^\circ$  виконуються в точках 2р, 3р, 4р при курсових кутах ДПРС, що дорівнюють  $240^\circ$ ,  $240^\circ$  та  $285^\circ$ . Після виконання четвертого розвороту літак виходить на посадковий курс. Автоматизація управління при польоті “по коробочці” здійснюється курсовим методом, при цьому команди на зміну заданого курсу надходять із ламельних пристроїв системи стеження курсового кута радіостанції пілотажно-навігаційного приладу (ПНП).

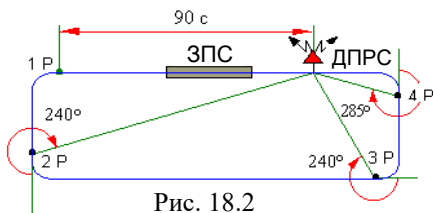


Рис. 18.2



Після виводу літака в задану точку повітряного простору, яка знаходиться на продовженні ЗПС на встановленій висоті та дальності починається етап заходу на посадку.

Кінцева ціль заходу на посадку – це виведення ЛА в задану малу область повітряного простору з заданими параметрами просторового положення літака, де відбувається “прийняття рішення” про приземлення або про відхід на друге коло. У теперішній час для бортових і наземних систем залежно від висоти “прийняття рішення” і дальності горизонтальної видимості ІКАО прийняла такі експлуатаційні категорії:

- I категорія відповідає висоті “прийняття рішення”  $H_{пр} \geq 60$  м при горизонтальній видимості  $L_T \geq 800$  м;
- II категорія відповідає висоті “прийняття рішення”  $30 \text{ м} \leq H_{пр} \leq 60$  м при горизонтальній видимості  $L_T \geq 400$  м;
- III категорія відповідає висоті “прийняття рішення”  $H_{пр} = 0$ , а в залежності від горизонтальної видимості поділяється на три підкатегорії:
  - IIIА характеризується горизонтальною видимістю  $L_T \geq 200$  м;
  - IIIБ відповідає горизонтальній видимості  $L_T \geq 50$  м;
  - IIIВ характеризується відсутністю горизонтальної видимості  $L_T = 0$ .

Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, переріз яких стає траєкторією заходу на посадку. На рис. 18.3 показано розміщення радіомаяків відносно ЗПС і принцип формування траєкторії заходу на посадку.

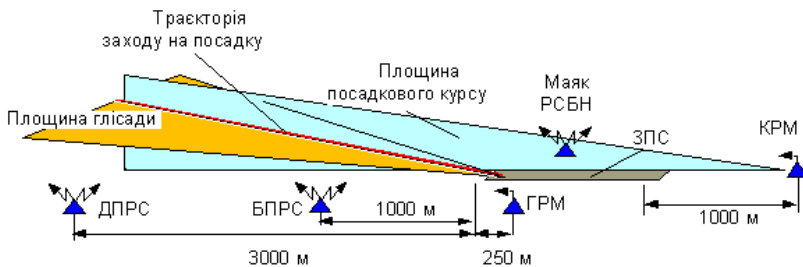


Рис. 18.3

Рівносигнальна зона курсового радіомаяка створює площину посадкового курсу – вертикальну площину, яка збігається з продовженням осі ЗПС. Площина глісади зниження перпендикулярна

площині посадкового курсу й нахилена до горизонту на кут  $\Theta_r = 2^\circ 40' \dots 3^\circ$ . Відхилення літака від рівносигнальної зони КРМ визначається курсовим радіоприймачем, а відхилення від глісади – глісадним радіоприймачем, які входять до складу бортового обладнання системи РСБН.

На рис. 18.4 показані статичні характеристики курсового та глісадного радіоприймачів й основні навігаційні параметри, які використовуються для будування контурів управління заходом на посадку. Своєрідністю контурів управління є те, що для управління використовуються не лінійні відхилення від траєкторії, а кутові ( $\epsilon_r$  – кутове відхилення центра мас літака від площини глісади,  $\epsilon_k$  – кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу). Природно, що антена глісадного радіомаяка має більш вузькі пелюстки діаграм спрямованості та, відповідно, більш вузьку рівносигнальну зону.

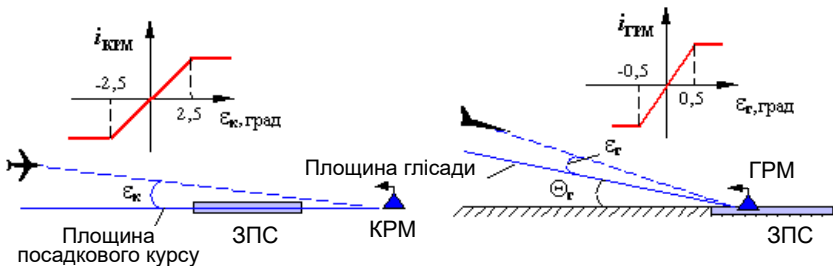


Рис. 18.4

Після входу літака в зону дії курсового радіомаяка (цей момент сполучається за часом із закінченням останнього етапу передпосадкового маневрування) вмикається режим заходу на посадку й починається стабілізація ЛА в площині посадкового курсу за сигналом  $\epsilon_k$ . У вертикальній площині літак продовжує стабілізувати висоту польоту (висоту кола). Після перетинання літаком площини глісади планерування він переходить на зниження за сигналами  $\epsilon_r$ .

Етап заходу на посадку за сигналами глісадного маяка закінчується на висоті 30...60 м, оскільки на меншій висоті сигнали ГРМ сильно спотворюється через близькість землі. З цього моменту починається етап безпосередньо посадки, який складається з етапу

зниження по “продовженню” глісади, вирівнювання, видержування, приземлення та пробігу по ЗПС (рис. 18.5).

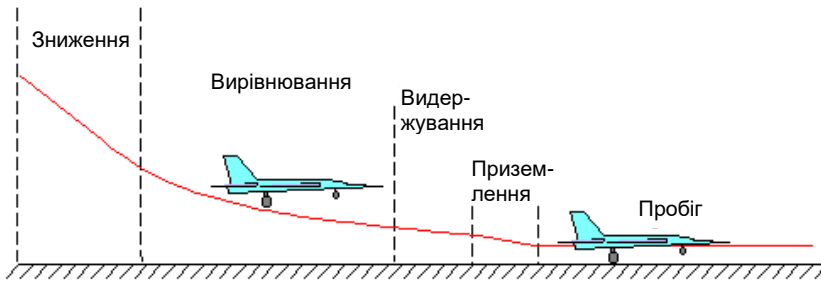


Рис. 18.5

Для продовження глісади використовуються різні способи. У найпростішому випадку управління на цьому етапі виконується з використанням середнього значення кута тангажа, яке запам'ятовується при польоті по глісаді. Більш точно продовження глісади виконується шляхом стабілізації вертикальної швидкості, що рівнозначно стабілізації кута нахилу траєкторії.

## 18.2. Аналіз динаміки контурів автоматичного управління на етапі заходу на посадку

Для аналізу контурів управління необхідно мати математичну модель літака на етапі заходу на посадку. Захід на посадку здійснюється за прямолінійними траєкторіями, тому з метою аналізу динаміки контурів управління можна застосовувати лінеаризовані моделі ізольованого поздовжнього та бічного руху, доповнюючи їх кінематичними співвідношеннями, що зв'язують вже відомі параметри математичних моделей літака з навігаційними параметрами  $\varepsilon_r$ ,  $\varepsilon_k$ , які використовуються для побудови контурів управління заходом на посадку.

### 18.2.1. Математичні моделі процесів заходу на посадку

Параметри, що характеризують кінематику поздовжнього руху літака відносно рівносигнальної зони ГРМ, показані на рис. 18.6. Відповідно до рисунка можна скласти кінематичні рівняння. Враховуючи, що при заході на посадку напрямком вектора швидкості практично збігається з напрямком на глісаний радіомаяк, мож-

на вважати, що швидкість зменшення дальності до ГРМ ( $-\dot{R}$ ) дорівнює швидкості польоту  $V$ , тобто ( $-\dot{R} \approx V$ ).

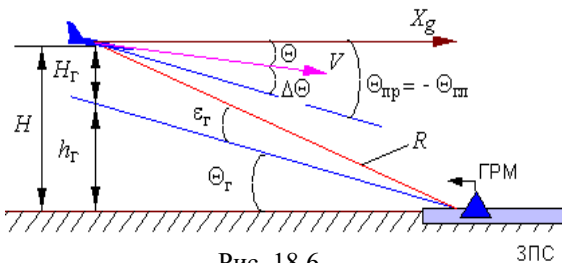


Рис. 18.6

Лінійне відхилення літака від площини глісади приблизно дорівнює висоті польоту відносно глісади й визначається як  $H_{\Gamma} \approx R \sin \varepsilon_{\Gamma}$ , а швидкість зміни лінійного відхилення літака від площини

глісади можна визначити як різницю між поточною вертикальною швидкістю  $\dot{H} = V \sin \Theta$  і програмною швидкістю зниження при польоті по глісаді  $\dot{h}_{\Gamma} = V \sin \Theta_{\text{пр}}$ , яка залежить від швидкості польоту  $V$  та від програмного кута нахилу траєкторії  $\Theta_{\text{пр}} = -\Theta_{\Gamma}$ , тобто  $\dot{H}_{\Gamma} = \dot{H} - \dot{h}_{\Gamma} = V \sin(\Theta - \Theta_{\text{пр}})$ .

Враховуючи вище викладене та малість кутів  $\Theta_{\text{пр}}$ ,  $\Theta_{\Gamma}$ ,  $\varepsilon_{\Gamma}$ , отримаємо таку лінійну систему кінематичних рівнянь:

$$\begin{aligned} \dot{R} &= -V; \\ \dot{H}_{\Gamma} &= V \Delta \Theta; \\ H_{\Gamma} &= R \varepsilon_{\Gamma}, \end{aligned} \quad (18.1)$$

тут  $\Delta \Theta$  – відхилення поточного кута нахилу траєкторії від програмного.

Після диференціювання останнього рівняння системи (18.1)

$$\dot{H}_{\Gamma} = \dot{R} \varepsilon_{\Gamma} + R \dot{\varepsilon}_{\Gamma},$$

з урахуванням першого та другого рівняння, отримаємо:

$$V \Delta \Theta = -V \varepsilon_{\Gamma} + R \dot{\varepsilon}_{\Gamma}. \quad (18.2)$$

Рівняння (18.2) встановлює зв'язок між зміною кута нахилу траєкторії та відхиленням від глісади  $\varepsilon_{\Gamma}$  і, з урахуванням позначень для запису  $\Delta \Theta$  як безрозмірної величини, в операційній формі має вигляд:

$$(T_{\Gamma} p - 1) \varepsilon_{\Gamma}(p) = \Theta(p), \quad (18.3)$$

де  $T_{\Gamma} = R(V)^{-1}$ .

Рівнянню (18.3) відповідає передаточна функція

$$W_{\varepsilon_{\Gamma}}^{\Theta}(p) = \frac{\varepsilon_{\Gamma}(p)}{\Theta(p)} = \frac{1}{T_{\Gamma}p - 1} \quad (18.4)$$

Доповнюючи відому структурну схему (наприклад, рис. 2.5) передаточною функцією (18.4), отримаємо структурну схему математичної моделі поздовжнього руху (рис. 18.7) на етапі заходу на посадку.

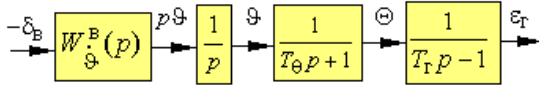


Рис. 18.7

Аналогічно поз-

довжньому руху отримаємо математичну модель процесу заходу на посадку для бічного руху. Кінематичні параметри, що характеризують бічний рух літака відносно рівносигнальної зони курсового радіомаяка, показані на рис. 18.8, використовуючи який, складемо кінематичні рівняння з урахуванням таких самих припущень, що й для поздовжнього руху:

$$\begin{aligned} \dot{L} &= -V; \\ \dot{z} &= -V\Delta\Psi; \\ z &= L\varepsilon_{\kappa}, \end{aligned} \quad (18.5)$$

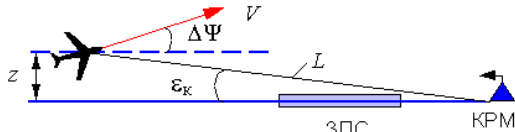


Рис. 18.8

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 (18.5) проміжні елементи, отримаємо рівняння, що зв'язує  $\Delta\Psi$  – відхилення літака від заданого кута шляху, з  $\varepsilon_{\kappa}$  – кутовим відхиленням центра мас літака від площини посадкового курсу:

$$-V\Delta\Psi = -V\varepsilon_{\kappa} + L\dot{\varepsilon}_{\kappa}. \quad (18.6)$$

Рівняння (18.6) представимо в операційній формі

$$(T_{\kappa}p - 1)\varepsilon_{\kappa}(p) = -\Psi(p), \quad (18.7)$$

де  $T_{\kappa} = L(V)^{-1}$ .

Передаточна функція переходу від зміни кута шляху  $\Psi(p)$  до  $\varepsilon_{\kappa}(p)$  відповідно рівняння (18.7) має вигляд:

$$W_{\varepsilon_k}^{\Psi}(p) = \frac{\varepsilon_k(p)}{\Psi(p)} = \frac{-1}{T_k p - 1}. \quad (18.8)$$

Структурна схема математичної моделі бічного руху літака на етапі заходу на посадку може бути подана у вигляді рис.18.9.

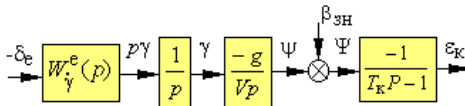


Рис. 18.9

Особливість математичних моделей руху літака на етапі заходу на посадку визначається особливістю зміни основних навігацій-

них параметрів  $\varepsilon_r$ ,  $\varepsilon_k$  від змін кутових параметрів руху літака, яка описується передаточними функціями (18.4), (18.8) нестационарних

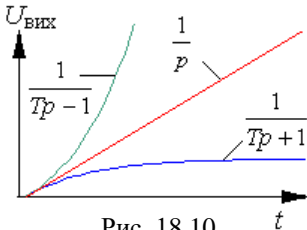


Рис. 18.10

(сталі часу  $T_r$ , та  $T_k$  залежать від дальності до ГРМ і КРМ) та нестійких аперіодичних ланок. На рис. 18.10 показана перехідна функція нестійкої аперіодичної ланки у відповідь на східчастий вхідний сигнал у порівнянні з перехідними функціями суто аперіодичної та

інтегрувальної ланки. До речі, на значних відстанях до ГРМ (КРМ) при  $T_r \gg 1$ ,  $T_k \gg 1$  передаточні функції (18.4), (18.8) можуть бути наближено представлені як інтегрувальні ланки –

$$W_{\varepsilon_r}^{\Theta}(P) \approx \frac{V}{R p}; \quad W_{\varepsilon_k}^{\Psi}(P) \approx \frac{-V}{L p}.$$

Своєрідність математичних моделей руху літака на етапі заходу на посадку визначає своєрідність контурів автоматичного управління.

### 18.2.2. Динаміка контурів автоматичного управління поздовжнім рухом літака при заході на посадку

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 контура управління кутом тангажа.

Структурну схему контура 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. 13.6, замінюючи передаточну функцію, що зв'язує зміну висоти польоту з кутом нахилу траєкторії, передаточною функцією (18.4). Така структурна схема зображена на рис. 18.11.

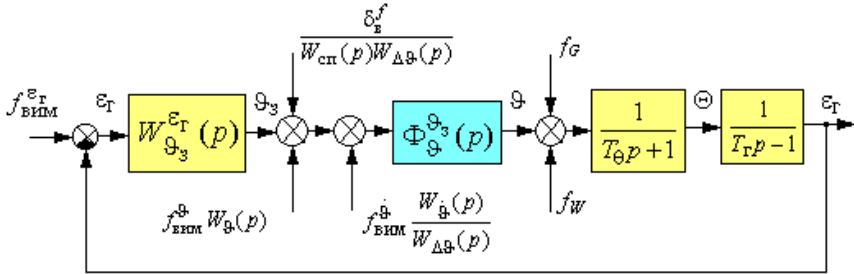


Рис. 18.11

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

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}}p\vartheta, \quad (18.9)$$

де  $\vartheta_3$  – задане значення кута тангажа, формується передаточною функцією  $W_{\vartheta_3}^{\epsilon_{\Gamma}}(p)$  за інформацією про  $\epsilon_{\Gamma}$  за різними законами управління. Нестійкість контура управління, яку обумовлює нестійка аперіодична ланка в математичній моделі літака, визначає необхідність формування  $\vartheta_3$  у законі управління (18.9) з урахуванням похідної від  $\epsilon_{\Gamma}$ . Наприклад:

$$\vartheta_3 = \frac{-1}{K_{\vartheta}}(K_{\epsilon_{\Gamma}} + K_{\dot{\epsilon}_{\Gamma}}p)\epsilon_{\Gamma}. \quad (18.10)$$

Для закону (18.10) формування  $\vartheta_3$  передаточна функція

$W_{\vartheta_3}^{\epsilon_{\Gamma}}(p)$  має вигляд:

$$W_{\vartheta_3}^{\epsilon_{\Gamma}}(p) = \frac{K_{\epsilon_{\Gamma}}}{K_{\vartheta}} \left( \frac{K_{\dot{\epsilon}_{\Gamma}}}{K_{\epsilon_{\Gamma}}} p + 1 \right). \quad (18.11)$$

Для аналізу динаміки необхідно отримати передаточну функцію розімкнутого контура

$$W_{\varepsilon_{\Gamma}}(p) = W_{\mathfrak{G}_3}^{\varepsilon_{\Gamma}}(p) \Phi_{\mathfrak{G}_3}^{\mathfrak{G}_3}(p) \frac{1}{(T_{\Theta} p + 1)(T_{\Gamma} p - 1)}.$$

Передаточна функція контура тангажа  $\Phi_{\mathfrak{G}_3}^{\mathfrak{G}_3}(p)$  була визначена раніше, тому з урахуванням (13.12), (18.11) отримаємо:

$$W_{\varepsilon_{\Gamma}}(p) = \frac{K_{\text{пс}} \left( \frac{K_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}}}{K_{\varepsilon_{\Gamma}}} p + 1 \right)}{(T_{\Gamma} p - 1)(T_{\mathfrak{G}} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{\text{ж}}^2} + 2 \frac{\xi_{\text{ж}}}{\omega_{\text{ж}}} p + 1 \right)}, \quad (18.12)$$

де  $K_{\text{пс}} = \frac{K_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}}}{K_{\varepsilon_{\Gamma}}}.$

Передаточній функції розімкнутого контура (18.12) відповідає ЛАЧХ, що зображена на рис. 18.12.

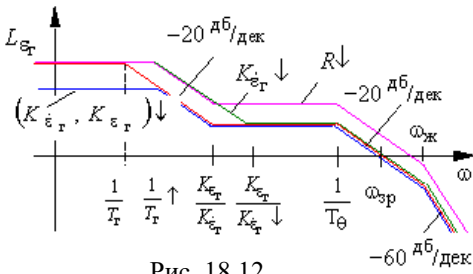


Рис. 18.12

Нестационарність контура управління призводить до того, що при наближенні до ГРМ ( $R \downarrow$ ) стала часу  $T_{\Gamma}$  зменшується  $\left( \frac{1}{T_{\Gamma}} \uparrow \right)$ . При

цьому частота зрізу наближується до високочастотної ділянки ЛАЧХ з нахилом  $-60$  дБ/дек, стійкість контура управління погіршується, у перехідних процесах з'являються коливання з частотою близькою до  $\omega_{\text{ж}}$ . Для відновлення попередніх якостей контура управління необхідно в міру наближення до ГРМ зменшувати величину сигналу  $\varepsilon_{\Gamma}$ , тобто передаточні числа  $K_{\varepsilon_{\Gamma}}$ ,  $K_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}}$ .

У цьому випадку (рис. 18.12) при пропорційному зменшенні  $K_{\varepsilon_{\Gamma}}$ ,  $K_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}}$  частота  $\omega_{\text{зр}}$  не змінюється й середня ділянка ЛАЧХ, яка визначає якість перехідних процесів у контурі управління, відновлює своє попереднє положення. Але при цьому рівень низькочастотної асимптоти ЛАЧХ, який визначає статичні характеристики контура управління, зменшується, тобто погіршується точність



стабілізації літака на глісаді. До речі, структурний аналіз контура управління показує, що при формуванні  $\mathfrak{U}_3$  у вигляді (18.10) у контурі буде мати місце статична помилка по відношенню до будь-якого збурення.

Щоб не погіршувати статичні характеристики контура пропонується залишати незмінним передаточне число  $K_{\varepsilon_\Gamma}$ , а зменшувати тільки  $K_{\dot{\varepsilon}_\Gamma}$  при наближенні до ГРМ. У цьому випадку відновлюється положення частоти зрізу  $\omega_{зр}$  на ділянці  $-20$  дБ/дек, а значить і якість перехідних процесів у контурі управління. Залишається незмінним і рівень низькочастотної асимптоти, тобто статичні характеристики контура управління не змінюються.

Для поліпшення точнісних характеристик контура управління використовують контури з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі (використовують інтегровальні властивості сервопривода –  $W_{сп} = (T_i p + 1)/T_i p$ ) або додають інтегральну складову в закон формування  $\mathfrak{U}_3$ . Наприклад:

$$\mathfrak{U}_3 = \frac{-1}{K_\mathfrak{U}} \left( K_{\varepsilon_\Gamma} + K_{\dot{\varepsilon}_\Gamma} p + \frac{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}}{p} \right) \varepsilon_\Gamma. \quad (18.13)$$

У цьому випадку передаточна функція  $W_{\mathfrak{U}_3}^{\varepsilon_\Gamma}(p)$  може бути подана як

$$W_{\mathfrak{U}_3}^{\varepsilon_\Gamma}(p) = \frac{1}{K_\mathfrak{U}} \left( K_{\varepsilon_\Gamma} + K_{\dot{\varepsilon}_\Gamma} p + \frac{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}}{p} \right) = \frac{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}}{K_\mathfrak{U} p} \left( \frac{K_{\dot{\varepsilon}_\Gamma}}{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}} p^2 + \frac{K_{\varepsilon_\Gamma}}{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}} p + 1 \right), \quad (18.14)$$

а передаточна функція розімкнутого контура з урахуванням (18.14) набуває вигляду:

$$W_{\varepsilon_\Gamma}(p) = \frac{K_{пс} \left( \frac{K_{\dot{\varepsilon}_\Gamma}}{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}} p^2 + \frac{K_{\varepsilon_\Gamma}}{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}} p + 1 \right)}{p(T_\Gamma p - 1)(T_\mathfrak{U} p + 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{ж}^2} + 2 \frac{\xi_{ж}}{\omega_{ж}} p + 1 \right)}, \quad (18.15)$$

де  $K_{пс} = \frac{K_{\ddot{\varepsilon}_\Gamma}}{K_\mathfrak{U}}.$

Як і в попередньому випадку в міру наближення до ГРМ  $\left(\frac{1}{T_r} \uparrow\right)$  частота зрізу ЛАЧХ, що відповідає передаточній функції (18.15), зміщується (рис. 18.13), тобто порушуються умови забезпечення прийнятних динамічних характеристик контура управління.

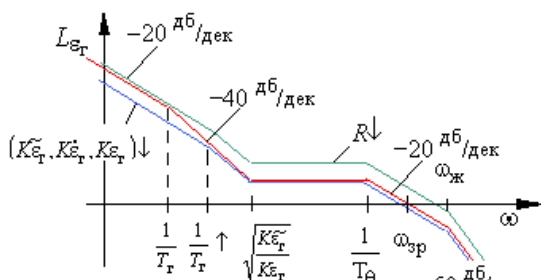


Рис. 18.13

Зменшення сигналу  $\varepsilon_r$  пропорційно зменшенню дальності до ГРМ (одночасне зменшення передаточних чисел  $K_{\varepsilon_r}$ ,  $K_{\dot{\varepsilon}_r}$ ,  $K_{\ddot{\varepsilon}_r}$ ) не впливає на статичні властивості контура управління (низькочастотна асимптота ЛАЧХ має нахил  $-20$

дб/дек), а динамічні характеристики контура управління при цьому залишаються незмінними (рис. 18.13, середня ділянка ЛАЧХ).

Якщо за внутрішній контур використовують автопілот тангажа з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_B = K_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta, \quad (18.16)$$

де  $\vartheta_3 = \frac{-1}{K_\vartheta} (K_{\varepsilon_r} + K_{\dot{\varepsilon}_r} p) \varepsilon_r,$

то засоби боротьби з нестационарністю залишаються такі ж самі. Але контур управління з законом (18.16) у порівнянні з астатичним контуром, що реалізує закон управління (18.13) має гірші статичні характеристики. У контурі будуть мати місце статичні помилки при дії вітрових збурень, при наявності похибок вимірювання кута тангажа та кутової швидкості.

Заходи щодо поліпшення статичних характеристик контурів управління поздовжнім траєкторним рухом, побудованих на основі сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком, докладно розглядалися у гл. 13. Так, перетворюючи закон управління (18.16) до вигляду

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = (K_{\varepsilon_\Gamma} + K_{\dot{\varepsilon}_\Gamma} p) \varepsilon_\Gamma + K_\vartheta \frac{T_\vartheta p}{T_\vartheta p + 1} \vartheta + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z, \quad (18.17)$$

можна позбутися основних недоліків у статичних характеристиках контура з ізодромним зворотним зв'язком. Нагадаємо, що по відношенню до похибок вимірювання  $\varepsilon_\Gamma$ , будь-який контур залишається статичним. Аналогічно можна проаналізувати контури управління бічним рухом літака на етапі заходу на посадку.

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

Контури управління бічним рухом літака на етапі заходу на посадку в основному будуються на основі контурів управління кутом ристання. Структурна схема контура зображена на рис. 18.14, де за внутрішній контур може використовуватися контур ристання з жорстким або ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

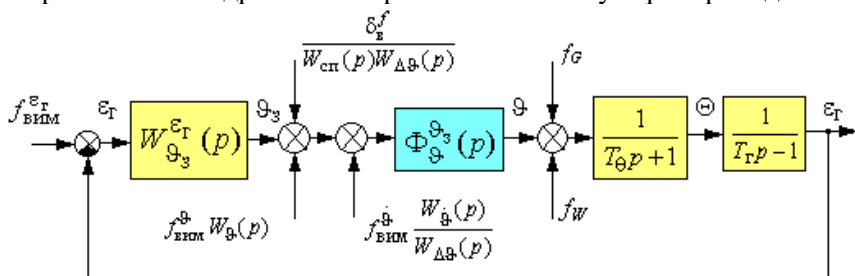


Рис. 18.14

Порівнюючи структури математичних моделей контурів управління заходом на посадку для поздовжнього та бічного руху, можна зробити висновок про їхню ідентичність (з урахуванням того, що аперіодична ланка  $\frac{1}{T_\theta p + 1}$  в контурі управління

поздовжнім рухом (див. рис. 18.11) компенсується форсуючою ланкою  $T_\theta p + 1$  передаточної функції внутрішнього контура).

Як і для поздовжнього руху в траєкторному контурі, враховуючи його нестійкість, закон управління необхідно формувати з урахуванням похідної від  $\varepsilon_\Gamma$ . Оскільки управління на основі контура з жорстким зворотним зв'язком докладно аналізувалося для

поздовжнього руху, то тут більш детально проаналізуємо контури управління з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі. Наприклад:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma \dot{\gamma} - K_\Psi (\Psi - \Psi_3) + K_\dot{\gamma} p \dot{\gamma}, \quad (18.18)$$

$$\text{де } \Psi_3 = \frac{1}{K_\Psi} (K_{\varepsilon_K} + K_{\dot{\varepsilon}_K} p) \varepsilon_K.$$

Тоді передаточна функція, що формує задане значення кута рискання має вигляд

$$W_{\Psi_3}^{\varepsilon_K}(p) = -\frac{K_{\varepsilon_K}}{K_\Psi} \left( \frac{K_{\dot{\varepsilon}_K}}{K_{\varepsilon_K}} p + 1 \right), \quad (18.19)$$

тут враховується знак зв'язку між кутом рискання та  $\varepsilon_K$ .

Передаточна функція внутрішнього замкнутого контура  $\Phi_{\Psi^3}^{\Psi_3}(p)$  може бути отримана з (11.16) у вигляді

$$\Phi_{\Psi^3}^{\Psi_3}(p) = \frac{W_\Psi(p)}{1 + W_\Psi(p)} = \frac{T_i p + 1}{a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}. \quad (18.20)$$

Розкладаючи знаменник передаточної функції (18.20) на високочастотну та низькочастотну коливальні ланки, отримаємо

$$\Phi_{\Psi^3}^{\Psi_3}(p) \approx \frac{T_i p + 1}{\left( \frac{p^2}{\omega_{i_B}^2} + 2 \frac{\xi_{i_B}}{\omega_{i_B}} p + 1 \right) \left( \frac{p^2}{\omega_{i_H}^2} + 2 \frac{\xi_{i_H}}{\omega_{i_H}} p + 1 \right)}. \quad (18.21)$$

Параметри низькочастотної коливальної ланки були отримані раніше й відповідно (14.16) мають вигляд:

$$\omega_{i_H} = \frac{1}{\sqrt{\left( T_i + \frac{K_{\dot{\gamma}}}{K_\gamma} \right) \frac{K_\gamma V}{K_\Psi g}}}; \quad \xi_{i_H} = \frac{K_\gamma V}{K_\Psi g} \frac{\omega_i}{2},$$

а власна частота високочастотної коливальної ланки з урахуванням (10.9), (11.16) може бути подана у вигляді:

$$\omega_{i_B} = \sqrt{\frac{K_{\dot{\gamma}}^2 K_{\dot{\gamma}} K_{\Psi} g}{K_{\dot{\gamma}} V T_{\dot{\gamma}} T_i}}$$

Передаточна функція розімкнутого контура з урахуванням (18.19), (18.21) має вигляд

$$W_{\varepsilon_K}(p) = \frac{K_{\text{ПС}} \left( \frac{K_{\varepsilon_K}}{K_{\varepsilon_K}} p + 1 \right) (T_i p + 1)}{(T_K p - 1) \left( \frac{p^2}{\omega_{i_B}^2} + 2 \frac{\xi_{i_B}}{\omega_{i_B}} p + 1 \right) \left( \frac{p^2}{\omega_{i_H}^2} + 2 \frac{\xi_{i_H}}{\omega_{i_H}} p + 1 \right)}, \quad (18.22)$$

де  $K_{\text{ПС}} = \frac{K_{\varepsilon_K}}{K_{\Psi}}$ .

Припускаючи, що  $\omega_{i_H} \approx \frac{1}{T_i}$ , побудуємо ЛАЧХ розімкнутого

контура, яка відповідає (18.22) (рис. 18.15).

Порівнюючи цю ЛАЧХ з ЛАЧХ статичного контура управління поздовжнім рухом, що зображена на рис.18.12, переконаємося в ідентичності динамічних харак-

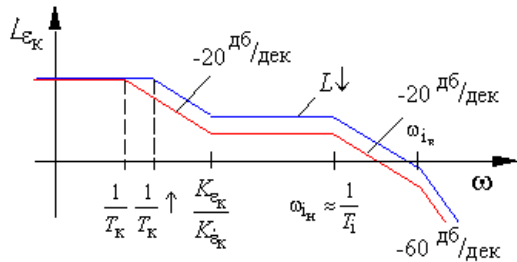


Рис. 18.15

теристик цих контурів управління. Тому й заходи боротьби з нестационарністю в контурі управління бічним рухом ідентичні, а саме, необхідно в міру наближення до КРМ зменшувати відповідні передаточні числа закону управління.

Структурний аналіз контура управління (див. рис. 18.14) показує, що закон управління (18.18) не забезпечує безпомилкову стабілізацію центра мас літака в площині посадкового курсу за сигналом  $\varepsilon_K$ . Наприклад, в контурі будуть мати місце статичні помилки при дії вітрових збурень, при наявності похибок вимірників.

Заходи щодо поліпшення статичних характеристик контурів управління бічним рухом центра мас, побудованих на основі сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком, докладно розглядалися у гл. 14. Наприклад, ізодромовання сигналу відхилення поточного курсу від курсу ЗПС дозволяє літаку шляхом зміни курсу парирувати дію бічного вітру, утримуючи центр мас літака в площині посадкового курсу.

Узагальнений розгорнутий закон управління, який дозволяє позбутися основних недоліків у статичних характеристиках контура з ізодромним зворотним зв'язком, має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_\epsilon = K_\gamma \gamma - K_\psi \frac{T_\psi p}{T_\psi p + 1} \psi + (K_{\epsilon_k} + K_{\dot{\epsilon}_k} p) \epsilon_k + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Наприкінці зауважимо, що нестационарність та нестійкість у контурах управління бічним рухом на етапі заходу на посадку проявляється в меншій мірі ніж у контурах управління поздовжнім рухом. Це обумовлюється різними дальностями від літака до КРМ і до ГРМ, зокрема, курсовий радіомаяк розташовується на відстані 1000 м за ЗПС, а глісадний маяк – безпосередньо біля початку ЗПС. Тому етап заходу на посадку за сигналами глісадного маяка закінчується на висоті 30...60 м, оскільки на меншій висоті сигнали ГРМ, по-перше, значно викривлюються через близькість землі, а по-друге, сильно починає проявлятися нестійкість контура управління поздовжнім рухом. Із цього моменту починається етап безпосередньо посадки.

### 18.3. Особливості контурів автоматичного управління безпосередньо посадкою літака

Автоматизація режиму “безпосередньо посадки” є складною проблемою, яка ще не отримала повного свого вирішення. Цей етап польоту характеризується значною нестационарністю, як через зменшення швидкості польоту й збільшення кута атаки, що наближується до критичного, так і внаслідок аеродинамічного впливу землі. Час, що відводиться на виконання цього етапу польоту дуже малий та сумірний з часом перехідних процесів стабілізації літака на заданій траєкторії при дії різних збурень, що може призвести до не-

можливості парирування цих збурень і до зростання помилок управління.

Зважаючи на близькість землі, до контурів управління пред'являються дуже жорсткі вимоги. Наприклад:

- на висоті 30 м точність польоту літака вздовж глісади повинна бути  $\pm 9,6$  м;

- у точці приземлення вертикальна швидкість  $V_{у\text{приз}}$  не повинна перевищувати  $1,5$  м/с;

- точка приземлення має знаходитися в межах 150...320 м від джерела глісади в поздовжньому напрямку і в межах  $\pm 8,2$  м від осі ЗПС.

Вказані вимоги повинні бути витримані за таких умов: зустрічний вітер 46 км/год, ходовий вітер до 18 км/год, бічний вітер до 28 км/год.

Зауважимо, що на цьому етапі окрім вимог до точності управління рухом центра мас літака пред'являються вимоги й до кутових параметрів руху. Це обумовлено тим, що в момент дотику до посадкової смуги літак повинен мати певне кутове положення й певну орієнтацію вектора швидкості відносно ЗПС.

Важливим питанням на цьому етапі є будівництво посадкової траєкторії, яка забезпечує приземлення літака в заданій точці ЗПС із необхідними параметрами руху.

Із принципової точки зору саме просте розв'язання цієї задачі – це призначення незбуреної траєкторії як продовження глісади, аж до землі. У теперішній час пропонуються різні способи побудови траєкторії приземлення й автоматичного управління поздовжнім рухом літака на цій траєкторії.

Найбільш широко відомі такі методи побудови траєкторії приземлення (рис. 18.16):

1. Посадка за задалегідь заданою (програмною) траєкторією приземлення. Для будівництва такої траєкторії пропонується використовувати радіолокаційні системи посадки.

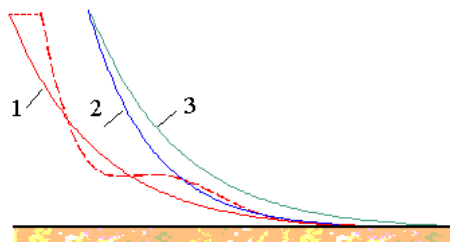


Рис. 18.16

2. Посадка літака в задану точку ЗПС. При реалізації цього способу управління пропонується при відхиленні літака від заданої траєкторії розраховувати в обчислювачі траєкторного управління нову траєкторію, яка забезпечує приземлення літака в задану точку ЗПС.

3. Посадка літака за експоненціальною траєкторією, не жорстко заданою відносно ЗПС. При відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та ж сама траєкторія будується вже з нової точки місцезнаходження літака.

Перший та другий спосіб забезпечують високу точність приземлення при дії збурень і при випадкових відхиленнях літака від траєкторії приземлення. Однак реалізація першого способу зустрічає труднощі, що пов'язані з коливальним характером перехідних процесів повернення літака на траєкторію посадки і можливістю жорстких ударів об посадкову смугу, якщо збурення виникає в момент дотику до ЗПС. Другий спосіб більш ефективний, але для його реалізації необхідна додаткова інформація про дальність до точки приземлення. Крім того, при дії висхідного потоку повітря існує тенденція значного збільшення крутості траєкторії приземлення й жорсткості посадки. Ось чому ці способи можуть використовуватися, в основному, в системах посадки палубних літаків.

При експоненціальному нежорсткому способі формування траєкторії дія збурень призводить до значного розкиду точок приземлення, однак у зв'язку з простотою апаратної реалізації цей метод може знайти більш широке розповсюдження.

При експоненціальному способі формування траєкторії вертикальна швидкість має задаватися пропорційно фактичній висоті польоту

$$\dot{H}_z = -\frac{1}{T} H ,$$

де  $T$  – стала часу експоненти.

Розв'язання цього рівняння дає поточне значення висоти



$$H_3(t) = H_0 e^{-\frac{t}{T}}.$$

Але використання такого закону для формування траєкторії посадки значно збільшує дистанцію приземлення, оскільки дотик літака до посадкової смуги (до асимптоти експоненти) теоретично відбувається тільки в безкрайності. Щоб уникнути цього, асимптота експоненти має розташовуватись (рис. 18.17) нижче ЗПС на рівні  $H_{ac} = T V_{у\text{приз}}$ . При  $T = 2 \dots 5$  с і  $V_{у\text{приз}} = 0,3 \dots 0,6$  м/с глибина

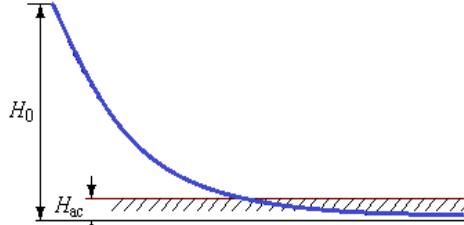


Рис. 18.17

заягання асимптоти дорівнює  $H_{ac} = 0,6 \dots 3$  м.

Така траєкторія реалізується при формуванні вертикальної швидкості у вигляді:

$$\dot{H}_3 = -\frac{H + H_{ac}}{T}.$$

На етапі приземлення виключається можливість використання інформації безпосередньо від датчиків нормального перевантаження навіть для контурів стійкості та керованості, оскільки в момент жорсткого дотику до ЗПС сигнал датчика перевантаження може призвести до непередбачених різких відхилень руля висоти. Управління на етапі приземлення реалізується через той же самий контур, що й на етапі заходу на посадку, щоб вилучити перехідні процеси при зміні структури контура управління, тобто через контур тангажа.

На етапі зниження по “продовженню глісади”  $\vartheta_3$  формується за інформацією про запам’ятовану при польоті по глісаді вертикальну швидкість зниження :

$$\vartheta_3 = \frac{K \dot{H}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_3}),$$

де  $V_{y_3} \approx -3,5$  м/с,

а, починаючи з висоти  $H \approx 20$  м,  $V_{y_3} = -\frac{H + H_{ac}}{T}$ .

На певній висоті автомат тяги переводить двигуни в режим малого газу і літак, знижуючись і витримуючи задану вертикальну швидкість, починає збільшувати кут атаки і відповідно кут тангажа до посадкових значень. Природно, що в законі управління рулем висоти сигнал поточного кута тангажа повинен ізодромуватись. Узагальнений закон управління на етапі приземлення може мати вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_v = K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} \vartheta + K_{\dot{H}} (V_y - V_{y_3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Основні труднощі при реалізації розроблених алгоритмів автоматичного управління на етапі приземлення виникають при отриманні достовірної інформації про вертикальну швидкість зниження та про істинну висоту польоту.

Управління бічним рухом на етапі приземлення здійснюється за сигналами КРМ аналогічно етапу заходу на посадку. Особливістю етапу приземлення є те, що в момент дотику літака до посадкової смуги він повинен мати курс, що дорівнює курсу ЗПС.

Пілот у режимі ручного управління безпосередньо перед приземленням за допомогою руля направлення розвертає літак вздовж осі ЗПС. Як варіант, такий спосіб управління бічним рухом можна використовувати й при автоматичному управлінні. Канал елеронів безпосередньо перед приземленням перемикається в режим стабілізації нульового кута крену, а канал руля направлення починає стабілізувати курс ЗПС в режимі плоского розвороту. Після дотику до ЗПС у закон управління каналу руля направлення підключається сигнал відхилення  $\varepsilon_k$  від  $\varepsilon_{k0}$  – положення центра мас літака відносно площини посадкового курсу в момент дотику до ЗПС.

Наприкінці зауважимо, що при напівавтоматичному (директорному) управлінні закони відхилення командних стрілок директорних приладів практично не відрізняються від законів управління рульових агрегатів. Особливості директорного управління докладно розглядалися в гл. 16. Саме директорне управління пілот частіше всього використовує на етапі заходу на посадку та на етапі приземлення, оскільки пілоту психологічно важко залишатись байдужим до управління на таких відповідальних етапах польоту.

#### 18.4. Підходи до автоматизації управління зльотом літака

Повний зліт літака можна поділити на такі етапи:

- розбіг до швидкості  $V=V_{\text{від}}$  – швидкості відриву літака від ЗПС;
- відрив літака від ЗПС і набір висоти умовної перешкоди ( $H_{\text{ум}} = 10,7$  м) з одночасним розгоном до безпечної швидкості зльоту;
- набирання висоти кола ( $H_{\text{к}} = 400$  м).

Іноді перші два етапи умовно об'єднують в один – етап власне зльоту, на якому визначають основну зльотну характеристику – довжину зльотної дистанції. Процес власне зльоту вважають закінченим, якщо на висоті  $H_{\text{ум}}$  швидкість польоту перевищує

$$V = (1,15 \dots 1,2) V_{\text{зв}},$$

де  $V_{\text{зв}}$  – швидкість звалювання.

При  $V > (1,15 \dots 1,2) V_{\text{зв}}$  на висоті  $H > 3 \dots 5$  м починається прибирання шасі, а на висоті 50...60 м для маневрених літаків і 100...120 м для важких літаків починається прибирання зльотної механізації крила. Повний зліт закінчується на швидкості, що дорівнює швидкості початку набору крейсерської висоти польоту.

На етапі розбігу пілот повинен контролювати параметри зльоту й при їх суттєвому відхиленні від розрахункових, а також при критичних відмовах двигуна припинити зліт. Після досягнення критичних параметрів розбігу: довжини розбігу та швидкості, починаючи з яких вже неможливо небезпечно, навіть екстрене, гальмування літака, приймається остаточне рішення на зліт. У сучасних пілотажно-навігаційних комплексах ця задача може вирішуватись за спеціальними алгоритмами контролю процесу розбігу з видачею команди пілоту на припинення зльоту.

На етапі зльоту автоматичне управління поздовжнім рухом доцільно будувати за стандартною програмою. Наприклад, після досягнення на етапі розбігу швидкості відриву руль висоти відхиляється для створення зльотного кута тангажа:

$$\delta_{\text{в}} = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\text{зл}}) + K_{\omega_z} \omega_z.$$

Зльотний кут тангажа  $\vartheta_{зл}$  залежить від надмірної тяги  $(P - X_a)$ , швидкості відриву, висоти умовної перешкоди ( $H_{ум} = 10,7$  м) та від заданої швидкості на висоті умовної перешкоди. Після досягнення висоти умовної перешкоди задане значення кута тангажа може формуватися залежно від швидкості польоту, яка, у свою чергу, є функцією висоти польоту:

$$\vartheta_3 = \frac{K_V}{K_\vartheta} [V - V_3(H)].$$

Програма  $V_3 = f(H)$  забезпечує вихід літака на висоту повного зльоту (висоту кола) з заданою швидкістю, причому вихідне значення заданої швидкості дорівнює поточній на висоті умовної перешкоди.

Управління бічним рухом на етапі розгону зводиться до стабілізації центра мас літака на осі ЗПС спочатку за допомогою керуючих впливів на гальма шасі, а при швидкості  $V > 30 \dots 40$  м/с за допомогою руля направлення, одночасно на цій швидкості канал елеронів вмикається в режим стабілізації нульового кута крену. За датчики інформації про відхилення літака від осі ЗПС можна використовувати або курсовий радіомаяк (сигнал  $\varepsilon_K$ ), або, враховуючи незначну тривалість етапу розгону, інерціальну систему (сигнал  $\Delta z$ ). Наприклад:

$$\begin{aligned} \delta_{Г} &= U_{упр} + K_{\omega_y} \omega_y & \text{при} & \quad V < 30 \dots 40 \text{ м/с}; \\ \delta_{Н} &= U_{упр} + K_{\omega_y} \omega_y & \text{при} & \quad V > 30 \dots 40 \text{ м/с}, \end{aligned}$$

$$\text{де } U_{упр} = K_{\psi} (\psi - \psi_{зпс}) + (K_{\varepsilon_K} + K_{\dot{\varepsilon}_K} p) \varepsilon_K$$

$$\text{або } U_{упр} = K_{\psi} (\psi - \psi_{зпс}) + (K_z + K_{\dot{z}} p) \Delta z;$$

$\delta_{Г}$  – керуючі впливи на гальма шасі.

Після відриву та набору висоти умовної перешкоди канал елеронів перемикається на режим стабілізації курсу ЗПС.

## Контрольні питання

1. За якими параметрами класифікують системи забезпечення посадки літака?
2. Які навігаційні засоби забезпечують формування траєкторії заходу на посадку? Яким чином наземні засоби забезпечення посадки розташовуються відносно ЗПС?
3. У чому своєрідність математичних моделей процесів заходу на посадку?
4. Запишіть можливі варіанти законів автоматичного управління поздовжнім та бічним рухом літака на етапі заходу на посадку.
5. Для законів управління (18.9), (18.10) проаналізуйте вплив зміни дальності до ГРМ на стійкість контура управління та на якість перехідних процесів.
6. Які існують заходи боротьби з нестационарністю в контурах управління заходом на посадку?
7. Використовуючи структурну схему (рис.18.11), проаналізувати статичні характеристики контурів управління поздовжнім рухом для законів управління (18.10), (18.13).
8. Які заходи використовують у законі управління (18.17) для поліпшення статичних характеристик контура управління?
9. Для закону управління (18.18) проаналізуйте вплив зміни дальності до КРМ на стійкість контура управління.
10. Використовуючи структурну схему (рис.18.14), проаналізувати статичні характеристики контурів управління поздовжнім рухом для закону управління (18.18). Які коректуючі фільтри у законі управління дозволяють підвищити точність стабілізації літака у площині посадкового курсу при бічному вітрі?
11. Які існують способи побудови траєкторії приземлення?
12. У якому вигляді можна побудувати експоненціальну траєкторію приземлення? Запишіть можливий варіант закону управління поздовжнім рухом літака на етапі приземлення.
13. Якій алгоритм управління бічним рухом можна використовувати при автоматичному управлінні на етапі приземлення?
14. За якою програмою можна будувати автоматичне управління поздовжнім рухом літака на етапі зльоту?
15. Якій алгоритм управління бічним рухом можна використовувати при автоматичному управлінні на етапі зльоту?

## **Глава 19. ТИПОВІ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ЛІТАКІВ**

### **19.1. Задачі, що вирішують системи автоматичного управління літаків**

Системи автоматичного управління польотом літаків призначені для підвищення ефективності застосування літака, дій пілота та членів екіпажу, для зниження їх стомленості, а також для підвищення безпеки польоту.

Своє призначення САУ здійснює шляхом виконання таких функцій:

- поліпшення характеристик стійкості та керованості літака при ручному та сукупному управлінні;
- автоматичної стабілізації кутового положення, висоти та швидкості польоту;
- автоматичного приведення літака до горизонтального польоту;
- автоматичного та директорного управління на типових режимах польоту (зліт і набір висоти; політ за маршрутом; повернення до аеродрому посадки; захід на посадку; безпосередньо посадка), а також на деяких спеціальних режимах польоту, наприклад, політ на малій висоті.

Ефективність застосування в основному характеризується детермінованими та стахостатичними критеріями ефективності. До детермінованих критеріїв ефективності відносять пілотажні та ЛТХ ЛА. Система автоматичного управління впливає на детерміновані критерії ефективності шляхом поліпшення характеристик стійкості та керованості літака, а також за рахунок оптимізації процесів управління на різних етапах польоту, що дозволяє максимально використовувати ЛТХ літака.

Більш помітно САУ впливають на стахостатичні критерії ефективності, які, в основному, залежать від майстерності та досвіду пілота та членів екіпажу. Знижуючи психофізичні навантаження на членів екіпажу, САУ підвищує якість та точність управління, впливає на ефективність роботи екіпажу літака, а, виконуючи у тривалому польоті замість пілота монотонні одноманітні дії,

знижує його стомленість, внаслідок чого підвищується безпека польоту.

До речі, будь-яка апаратура, що встановлюється на борту ЛА, може відмовити. Відмова безпосередньо впливає на безпеку польоту, але, по-перше, деякими літаками без працюючої САУ просто не можна керувати, тому політ на таких літаках без використання контурів автоматичного управління дуже небезпечний. По-друге, застосування багаторазово резервованих САУ з системами вбудованого контролю дозволяє зменшити ризик негативного впливу відмов САУ на безпеку польоту, тому позитивний вплив САУ на безпеку польоту стає очевидним.

## **19.2. Структура типової системи автоматичного управління літака. Основні елементи структурної схеми САУ**

Сучасні САУ польотом літаків являють собою системи управління зі зворотним зв'язком, що працюють за принципом відхилення, і відносяться до класу багатоканальних систем управління. Більшість САУ будуються за триканальною схемою. Як правило, канали носять назву відповідного рульового органу: канал елеронів (інтерцепторів, флаперонів), канал руля висоти (стабілізатора), канал руля направлення. У системах автоматичного управління літака може бути також додатковий канал управління тягою двигуна.

Системи автоматичного управління літака – це багатоконтурні системи, які побудовані за ієрархічним принципом. Внутрішній контур – контур стійкості та керованості, працюючи сумісно з пілотом, перетворює літак в об'єкт з прийнятними пілотажними характеристиками. Контур управління кутовим рухом призначений для управління та стабілізації кутового положення літака, яке характеризується кутами крену, тангажа та рискання. Ці контури будуються на основі контурів стійкості та керованості. Контури траєкторного управління призначені для управління та стабілізації руху центра мас.

Як усяка система автоматичного управління, САУ літака містить у собі такі необхідні елементи: *датчики інформації* (вимірники параметрів польоту), *обчислювально-перетворюючі*

*пристрої*, які формують закони управління, *виконавчі пристрої* та *пристрої контролю й індикації*. Узагальнена структурна схема типової САУ літака зображена на рис. 19.1.

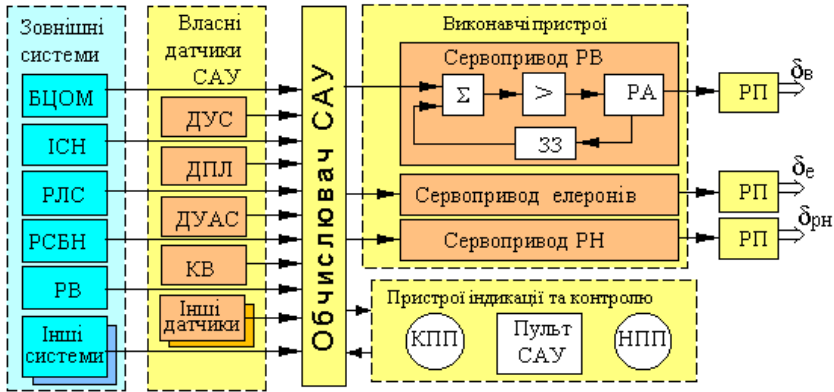


Рис. 19.1

Як *датчики інформації* САУ використовує, по-перше, власні вимірники – вимірники тої інформації, яка потрібна тільки САУ літака. За *типові датчики інформації* САУ можна вважати: гіроскопічні датчики кутових швидкостей типу ДУС, датчики перевантаження типу ДПЛ, датчики кутів атаки та ковзання типу ДУАС, анероїдно-мембранні датчики висоти та швидкості польоту (датчики швидкісного напору, датчики статичного тиску, коректори висоти *КВ* та коректори-задатчики швидкості польоту типу КЗСП, які призначені для вимірювання відхилень висоти та швидкості польоту від заданих), окремі специфічні датчики САУ – датчики положення механічних пристроїв літака та САУ (рульових органів, механізації крила, важелів управління, виконавчих пристроїв тощо). У деяких САУ інформація про відхилення висоти та швидкості польоту від заданих значень може бути отримана від систем повітряних сигналів.

По-друге, до датчиків інформації слід також віднести зовнішні системи, що надають інформацію про траєкторний рух літака. До речі, одна з основних тенденцій будовання САУ – це максимальне використання інформації, необхідної для функціонування САУ, від зовнішніх систем. Основними з цих систем є: вимірники



кутового положення ЛА – інерціальні системи навігації *ІСН* або системи курсовертикалі *СКВ*; радіотехнічні системи навігації та посадки – *РСБН*, *РСДН*; радіовисотоміри *РВ*; радіолокаційні системи *РЛС* та інші системи. Бортовий цифровий обчислювач навігаційного комплексу *БЦОМ*, розраховуючи траєкторії для окремих етапів польоту, виконує у складі *САУ* роль задатчика параметрів польоту; *БЦОМ* видає в *САУ* задані значення кутів курсу, крену, тангажа, висоти та швидкості польоту.

Деякі бортові системи управління конструктивно або віртуально поділені на окремі підсистеми, наприклад, систему штурвального управління, систему траєкторного управління, автомати тяги, систему вбудованого контролю і безпосередньо *САУ*, що реалізує тільки автопілотні режими роботи.

Узгоджувальні, порівнюючі, задавальні та коректуючі пристрої об'єднуються в *обчислювач САУ*, основна задача якого – формування законів управління для різних режимів роботи *САУ*.

Як *типові коректуючі елементи* можуть використовуватись: підсилювачі, інтегрувальні та диференціальні ланки, різноманітні фільтри. Коректуючі елементи можуть додавати в закон управління крім позиційного сигналу – сигналу відхилення, похідну та інтеграл від позиційного сигналу. З точки зору теорії автоматичного керування позиційний сигнал – це основний керуючий сигнал, який забезпечує стабілізацію заданого параметру польоту.

Похідна від позиційного сигналу, забезпечуючи демпфірування коливань перехідного процесу, надає системі стійкість, але не впливає на статичні властивості системи ( на помилку стабілізації ). В аналогових обчислювачах *САУ* похідна формується з використанням схеми диференціювання на елементах *РС*. Часто замість диференціювання позиційного сигналу використовують еквівалентні сигнали. Наприклад, замість сигналу  $p\dot{y}$  використовується сигнал  $\omega_x$ .

Інтегральна складова, підвищуючи ступінь астатизму, поліпшує статичні властивості системи (точність управління), але погіршує її стійкість. Класична схема формування інтеграла на операційних підсилювачах ( рис. 19.2, а) в аналогових обчислюва-

чах САУ практично не зустрічається. Частіше інтегральна складова формується у вигляді

$$W(p) = \frac{T_p + 1}{T_p}.$$

Типові схеми формування інтегральної складової в аналогових обчислювачах САУ зображені на рис. 19.2, б, в, з.

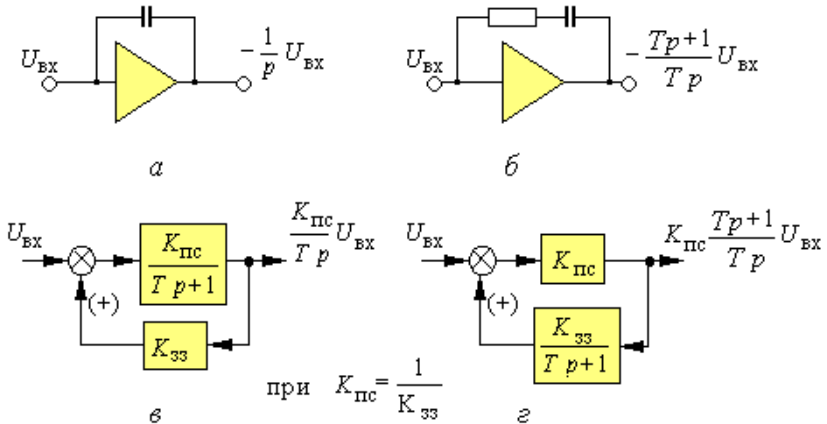


Рис. 19.2

До інших **типових коректуючих фільтрів**, які використовуються при формуванні законів управління САУ, можна віднести:

- аперіодичний фільтр;
- ізодромний фільтр;
- фільтр з введенням форсування.
- смуговий фільтр;

Аперіодичний фільтр  $W(p) = \frac{K}{T_\phi p + 1}$  використовується в

обчислювачах САУ для відфільтрування непотрібних високочастотних сигналів деяких датчиків, наприклад: датчиків перевантаження, які вимірюють навіть вібрації корпусу літака, радіотехнічних та інших високочастотних завад зовнішніх систем, сигналів пружних коливань літака вищих тонів. Аперіодичний фільтр згла-

джує східчасті керуючі впливи, може застосовуватись як спрощена математична модель деякого процесу.

Реалізуються фільтри в основному з використанням елементів  $RC$ . Типова схема формування аперіодичних фільтрів на операційних підсилювачах зображені на рис. 19.3. При формуванні аперіодичних фільтрів іноді використовують інерційність існуючих у складі САУ систем стеження. Наприклад, система стеження навігаційно-пілотажного приладу може згладжувати високочастотні складові сигналу рискання.

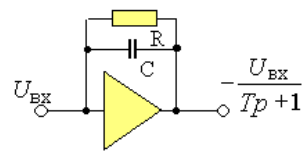


Рис. 19.3

Іздромний фільтр  $W(p) = T_i p / (T_i p + 1)$  являє собою реальну

диференціювальну ланку зі спеціально збільшеною сталою часу  $T_i$  і використовується для онулення постійних складових деяких сигналів. Частіше всього він встановлюється в колах зворотного зв'язку сервоприводів, а також у колах неосновних складових законів управління, сигнали яких в усталеному режимі заважають точної стабілізації основного параметру польоту.

Іздромна ланка формується двома способами: з використанням схеми диференціювання на елементах  $RC$  та з використанням схеми віднімання (рис. 19.4).

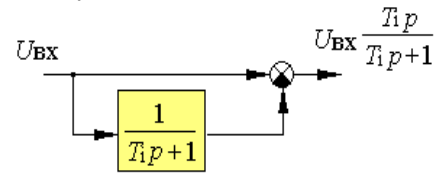


Рис. 19.4

Іздромні фільтри можуть мати більш складну структуру. Наприклад:

$$W(p) = \frac{p(a_2 p^2 + a_1 p + a_0)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}$$

де  $a_2 = T_1 T_2 T_3$ ;  $a_1 = (T_1 T_2 + T_1 T_3 + T_2 T_3)$ ;  $a_0 = (T_1 + T_2 + T_3)$ .

Іздромний фільтр другого порядку формується в основному з використанням схеми віднімання (рис. 19.5).

Такі фільтри використовують, коли необхідно онулити постійну скла-

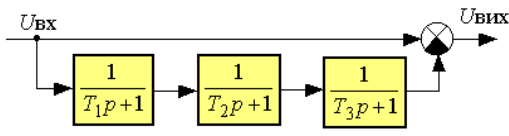


Рис. 19.5

дову без значного спотворення сигналу в області робочих частот (класичний ізодромний фільтр першого порядку в області частот  $1/T_i$  зменшує амплітуду сигналу). Це важливо, коли сигнал, що

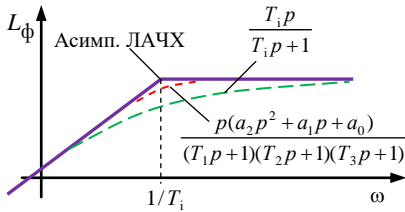


Рис. 19.6

ізодромується, значно впливає на стійкість контура управління. Наприклад, контур управління поздовжнім рухом при заході на посадку на малих відстанях до ГРМ структурно нестійкий, тому доцільно чітко обмежувати області частот зміни кута

тангажа, який не повинний спотворюватися при ізодромуванні, оскільки саме сигнал кута тангажа забезпечує стійкість цього контуру управління. На рис. 19.6 зображені реальні ЛАЧХ ізодромних фільтрів першого та другого порядку, а на рис. 19.7, а, б перехідні функції цих фільтрів у відповідь на східчастий вхідний сигнал і на гармонічний сигнал з частотою  $f \approx 1/T_i$ . З рис. 19.7 видно, що ізодромний фільтр другого порядку онулює постійну складову східчастого вхідного сигналу, але, на відміну від фільтра першого порядку, практично не спотворює гармонічний сигнал з частотою  $1/T_i$ .

$$\text{---} U_{\text{ВХ}}; \text{---} U_{\text{ВИХ}} = U_{\text{ВХ}} \frac{T_i p}{T_i p + 1}; \text{---} U_{\text{ВИХ}} = U_{\text{ВХ}} \frac{p(a_2 p^2 + a_1 p + a_0)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}$$

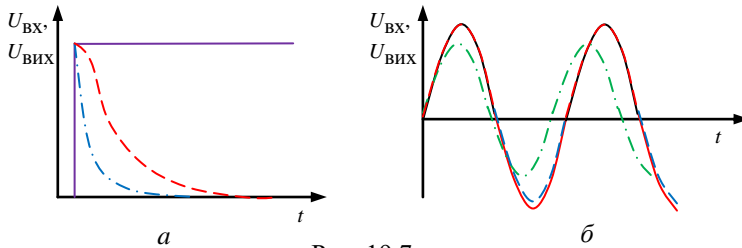


Рис. 19.7

Фільтр з введенням форсування  $W(p) = K \frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1}$  залежно

від співвідношення частот  $1/T_1$ ,  $1/T_2$  може збільшувати або зменшувати коефіцієнт підсилення сигналу на високих частотах

(див. ЛАЧХ на рис. 19.8). Крім того, при  $1/T_1 < 1/T_2$  в області частот  $1/T_1 < \omega < 1/T_2$  в закон управління вводиться похідна від сигналу, що пропускається через такий фільтр.

Смуговий фільтр

$$W(p) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_1 p + \omega_1^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_1 p + \omega_1^2},$$

де  $\xi_1 \ll \xi_2$  – зменшує сигнал датчика кутової швидкості на частотах близьких

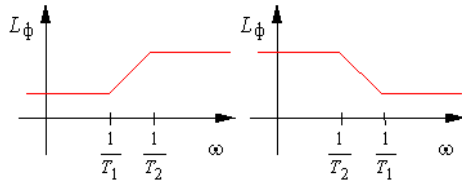


Рис. 19.8

до частот першого тону пружких коливань, що підтверджує його частотна характеристика, яка зображена на рис. 19.9.

Для усунення впливу старших тонів пружких коливань на контури демпфірування у колі датчика кутової швидкості встановлюють фільтр типу

$$W(p) = \frac{1}{T_\phi^2 p^2 + 2\xi_\phi T_\phi p + 1}, \text{ де } \xi_\phi > 0,5,$$

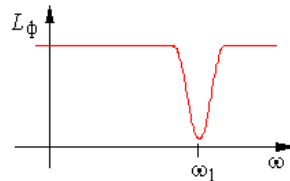


Рис. 19.9

який зрізує сигнали з частотою більше  $1/T_\phi$ .

Крім формування та коректування, з метою поліпшення перехідних процесів, законів управління в обчислювачі САУ здійснюється ряд інших функцій: коректування передаточних чисел що залежать від параметрів польоту; обмеження заданих значень деяких параметрів руху літака; узгодження сигналів, що надходять до сервопривода з ціллю вилучення різких відхилень рульових поверхонь при вмиканні САУ та запам'ятовування кутових положень літака у момент вмикання з метою їх подальшої стабілізації: перетворення сигналів, що надходять від зовнішніх систем до вигляду, який потрібний для роботи САУ; комутації режимів роботи САУ.

**Виконавчі пристрої САУ – сервоприводи** перетворюють керуючі сигнали обчислювача в механічні переміщення органів управління літака. Сервопривод САУ – це силова система стеження зі зворотним зв'язком. Залежно від вигляду зворотного зв'язку

розрізняють сервоприводи з жорстким, гнучким (швидкісним) й ізодромним від'ємними зворотними зв'язками. Використовуючи інтегровальні властивості сервоприводів з гнучким й ізодромним зворотними зв'язками, можна поліпшити точнісні характеристики контурів управління.

Тому як *типові способи забезпечення астатизму* в САУ літаків використовують: формування інтегральної складової закону управління в контурах із жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі; інтегровальні властивості сервоприводів з гнучким й ізодромним зворотними зв'язками. Як додатковий засіб підвищення точнісних характеристик контурів управління можна вважати онулення в усталеному режимі не основних складових законів управління за допомогою ізодромних фільтрів, щоб вони не заважали стабілізації основного параметра польоту.

Сервопривод САУ (див. рис. 19.1) складається з суматора, підсилювача потужності, рульового агрегату *РА* та елементів зворотного зв'язку *ЗЗ*. В САУ літаків використовують сервоприводи з електромеханічними та електрогідравлічними рульовими агрегатами. Електромеханічними рульовими агрегатами постійного струму маневрених літаків другого покоління можна вважати рульові агрегати типу розсувних тяг, наприклад *РАУ-107*, а як електрогідравлічні використовують рульові агрегати типу *РА-30*, *РА-56*, *РМ-130*, інші.

Електромеханічні рульові агрегати складаються з електродвигуна та механічних пристроїв перетворення обертального руху в переміщення елементів проводки управління літака (редукторів, гвинтових пар, тросових механізмів тощо). Електрогідравлічні рульові агрегати являють собою гідроциліндри зі золотниковим управлінням подачі рідини, що нагнітається під високим тиском. Управління золотниками здійснюється за допомогою спеціальних електромеханічних перетворювачів.

Основні вимоги до виконавчих пристроїв САУ це – необхідна потужність, мала інерційність, велика смуга пропускання, мала зона нечутливості, висока швидкодія. Важливими є також вимоги експлуатаційної технологічності.

Електрогідравлічні рульові агрегати мають більшу питому потужність на одиницю маси й володіють меншою в порівнянні з електричними рульовими агрегатами інерційністю при однаковій потужності, але значно дорожчі, менш технологічні та складніші в експлуатації ніж електромеханічні. Складність експлуатації електрогідравлічних рульових агрегатів полягає в труднощах, що пов'язані з підведенням гідроживлення до рульового агрегату, із забезпеченням герметичності системи живлення, а також із низьким ступенем живучості цієї системи. Тому в теперішній час розроблені електрогідравлічні рульові агрегати з внутрішньою (вбудованою) системою гідроживлення, які містять у собі електронасос високого тиску, системи захисту та заправки. Але ресурс роботи таких рульових агрегатів поки що незначний.

До недоліків електромеханічних рульових агрегатів слід також віднести складність підсилювача потужності сервоприводу. Наприклад, для рульових агрегатів типу РАУ-107, що побудовані на основі електродвигунів постійного струму, використовують релейні підсилювачі різних модифікацій з вібраційною лінеаризацією релейного елемента. Деякі переваги мають сервоприводи, що побудовані на основі електромеханічних рульових агрегатів змінного струму. За підсилювачі потужності у цих сервоприводах використовуються магнітні підсилювачі. Але швидкодія таких рульових агрегатів незначна. До переваг електромеханічних рульових агрегатів необхідно віднести високу експлуатаційну технологічність, живучість системи живлення, а також відносну простоту конструкції.

Підсилювачі електрогідравлічних сервоприводів дещо простіші, оскільки не мають у своєму складі електронних підсилювачів великої потужності, цю роль виконують гідропідсилювачі, які входять до складу рульового агрегату.

Рульові агрегати сервоприводів вбудовуються в проводку управління літака послідовно, як “розсувна тяга” або “диференційна качалка”, а також паралельно. При послідовному включенні рульових агрегатів забезпечується сумісна робота пілота та САУ при управлінні літаком. При паралельному включенні рульового агрегату пілот втручається в управління або через САУ за допомо-

гою спеціальних органів управління – рукояток пультів управління САУ, або, вимикаючи САУ, керує літаком за допомогою звичайних важелів управління. У другому випадку САУ переводиться в режим узгодження.

Значним недоліком послідовного включення рульових агрегатів у проводку управління є підвищена небезпека наслідків “швидких відмов”, які пов’язані з появою на вході сервопривода максимального випадкового сигналу. Оскільки пілот не контролює за відхиленнями важеля управління роботу САУ, то він не встигне парирувати цю відмову, якщо у розпорядження швидкодіючого сервопривода САУ віддати великий діапазон відхилення рульової поверхні.

Тому сучасні САУ мають так званий **типовий двоканальний сервопривод**, який складається з “швидкого” сервопривода з малим діапазоном переміщення рульової поверхні та з “повільного” сервопривода з великим діапазоном переміщення рульової поверхні. У розпорядження швидкодіючого сервопривода віддають до 20% усього діапазону відхилення рульової поверхні ( $1^\circ \dots 5^\circ$ ) і цього достатньо для парирування основних збурень, що діють на літак. Компенсація великих збурень, виконання маневрів, які потребують значних відхилень рульових поверхонь, а також перебалансування літака забезпечуються малозшвидкісним сервоприводом з великим діапазоном переміщення рульової поверхні, за який, як правило, використовують механізм тримерного ефекту, як додатковий виконавчий пристрій САУ паралельної дії.

На рис. 19.10 показана структурна схема двоканального сервопривода, що побудований на основі рульового агрегату типу РАУ-107 і механізму тримерного ефекту типу МТ. За підсилювач

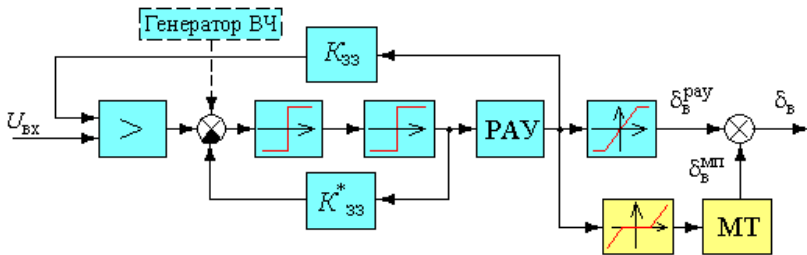


Рис. 19.10



потужності тут використовується релейний підсилювач. Сигнал від'ємного жорсткого зворотного зв'язку з кінцевого каскаду релейного підсилювача ( $K_{33}^*$ ) збуджує високочастотні коливання, які вібраційне лінеаризують релейний підсилювач. Таку ж задачу може виконувати зовнішнє джерело високочастотних коливань (на рис. 19.10 таке джерело зображено пунктирною лінією).

Механізм тримерного ефекту вмикається в роботу за сигналом рульового агрегату, якщо той вже вичерпав увесь свій діапазон (сигнал вмикання надходить із кінцевих вимикачів або з кінцевих ламелей). Тут за механізм тримерного ефекту використовується механізм з постійною повільною швидкістю переміщення вихідної ланки типу МП-100.

Механізм тримерного ефекту через пружинний завантажувач переміщує важіль управління, а значить і рульову поверхню в бік необхідної зміни балансування, при цьому "середня" складова керуючого сигналу швидкодіючого сервопривода прагне до нуля. Такий двоканальний сервопривод надійно забезпечує безпеку польоту, оскільки пілот завжди встигає втрутитися в роботу "повільного" сервопривода, а відмова "швидкого" сервопривода не призводить до аварійних ситуацій. Загальне відхилення рульової поверхні при цьому складається з відхилення рульової поверхні від швидкодіючого рульового агрегату та від механізму тримерного ефекту.

Інший варіант (рис. 19.11) – удосконалений варіант попередньої схеми, передбачає одночасну роботу рульового агрегату  $PA$  та механізму тримерного ефекту  $MT$ , але на  $MT$  з обчислювача САУ подається тільки низькочастотна складова сигналу управління

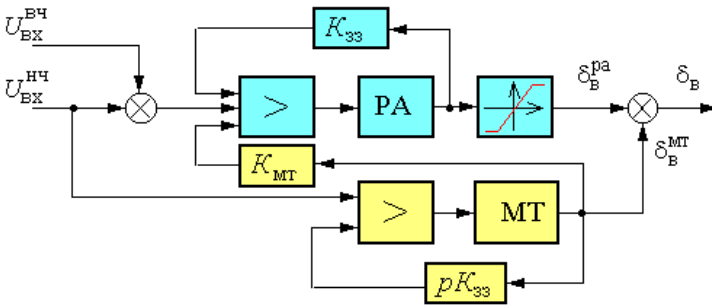


Рис. 19.11

ня. Тут за “швидкий” сервопривод використовується привод з жорстким зворотним зв’язком, що побудований на основі електрогідравлічного рульового агрегату, підсилювач потужності якого достатньо простий, а як повільний використовується механізм тримерного ефекту  $MT$  з електродвигуном змінного струму, швидкість обертання якого керується крізь магнітний підсилювач.

Для поліпшення точності управління в усталеному режимі використовують інтегрувальні властивості “повільного” сервопривода, тобто,  $MT$  охоплюється гнучким зворотним зв’язком. Такий двоканальний сервопривод за своїми характеристиками еквівалентний сервоприводу з ізодромним зворотним зв’язком.

Для розвантаження “швидкого” привода від постійної складової керуючого сигналу, яка виводить шток рульового агрегату на упор і через що він припиняє виконувати свої функції, на його вхід надходить сигнал з вихідної ланки “повільного” сервопривода. Шток “швидкого” привода повертається до середнього положення і сервопривод продовжує виконувати функції поліпшення характеристик стійкості та керованості та парирує високочастотні складові діючих збурень у контурі стабілізації. Таким чином повільний сервопривод як би “перекачує” на себе низькочастотну та постійну складову керуючого сигналу обчислювача САУ. Така схема вкрай необхідна, якщо “швидкий” привод працює з ізодромним зворотним зв’язком і будь-яка навіть дуже мала постійна складова керуючого сигналу призводить до значної витрати ходу штока “швидкого” привода.

На рис. 19.12 приведена схема двоканального сервопривода, в якому роль повільного сервопривода виконує АПС – автомат

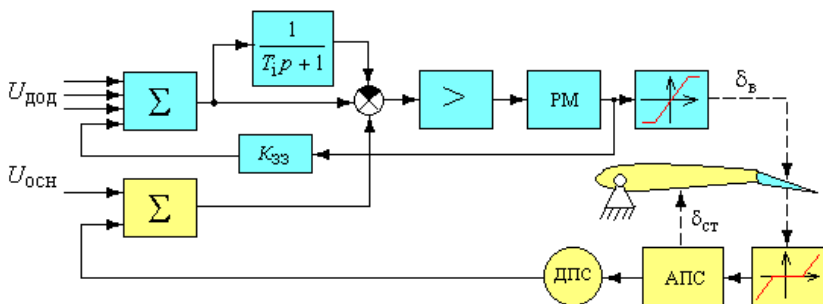


Рис. 19.12

перестановки стабілізатора. Природно, що така схема може використовуватися тільки на літаках, які мають руль висоти та керований стабілізатор. Тут за “швидкий” сервопривод використовується привод з електричною рульовою машиною *РМ* змінного струму з ізодромним зворотним зв'язком (підсилювач потужності побудований на магнітних підсилювачах). Після того як *РМ*, відхиляючи руль висоти, вичерпує весь свій діапазон в роботу вмикається *АПС*, який починає переміщувати стабілізатор у той же бік, куди відхилився руль висоти. Сигнал з датчика положення стабілізатора *ДПС* надходить на *РМ*, яка повертає руль висоти до нейтрального положення; *АПС* вимикається, а “швидкий” сервопривод продовжує через канал руля висоти керувати рухом літака. Певний інтерес являє собою схема формування ізодрому, яка одночасно іздромує і сигнал зворотного зв'язку *РМ*, і не основні сигнали закону управління.

У деяких САУ контури стійкості та керованості мають окремі “швидкі” сервоприводи, які включаються в проводку управління за послідовною схемою і працюють сумісно з пілотом. На режимах стабілізації в роботу додатково вмикаються повільні сервоприводи, що побудовані на основі механізмів тримерних ефектів з гнучким зворотним зв'язком. Саме через ці приводи реалізується управління кутовим рухом і рухом центра мас; швидкі сервоприводи забезпечують тільки демпфірування кутових коливань літака та іноді поліпшення характеристик стійкості. Це також один з варіантів схеми двоканального сервопривода.

Однією з тенденцій побудови САУ літаків стає використання бустерів як сервоприводів САУ. Такі рульові приводи мають електричний вхід, на який надходять сигнали управління від САУ. Але і тут застосовують заходи щодо забезпечення безпеки роботи автоматики. Наприклад, комбінований агрегат управління типу КАУ-120 в режимі демпфірування забезпечує сумісну роботу САУ та пілота, причому відхилення рульової поверхні від вбудованого малого гідроциліндра, що працює за сигналами САУ, обмежується. У режимах автоматичного управління КАУ-120 перемикається на паралельну роботу, що надає пілоту можливість контролювати за відхиленням важеля управління роботу сервопривода і при необхідності втручатися в роботу автоматики.

Для “м’якого” переходу від автоматичного управління до ручного необхідно, щоб у момент вимикання автоматики важіль управління був повністю розвантажений, а його положення відповідало відхиленню рульової поверхні.

У схемі з двоканальним сервоприводом послідовно-паралельної дії це виконується автоматично. Оскільки діапазон переміщення рульових поверхонь від швидкодіючого сервопривода послідовної дії незначний ( до того ж “середня” складова керуючого сигналу цього сервопривода прагне до нуля), то при вимиканні автоматики ривок органів управління від встановлення штока рульового агрегату в нейтральне положення буде незначний і пілот його практично не відчуває, а і важіль управління, що переміщувався механізмом тримірування, залишається в балансувальному положенні.

Для “м’якого” спряження ручного і автоматичного управління паралельного типу існують *типові схеми автоматичного тримірування*. У каналі управління такого типу рульовий агрегат, відхиляючи рульову поверхню, одночасно переміщує важіль управління, при цьому відбувається деформація пружинного завантажувача. Якщо в цей момент вимкнути сервопривод автоматики, то пружина завантажувача різко перемістить важіль управління і відповідно рульову поверхню. Тому задача пристрою автоматичного тримірування – це задача безперервного розвантажування важеля управління. Вона виконується механізмом тримерного ефекту за інформацією датчика автотримера про деформацію пружини завантажувача.

*Для контролю та для управління роботою САУ* в кабіні пілота розташовується пульт управління САУ та деякі кнопки вмикання та вимикання окремих режимів. Про вмикання будь-якого режиму роботи САУ сигналізують сигнальні лампочки, кнопки-лампочки або поворотні бленкери. До складу пристроїв індикації відносяться також командно-пілотажні прилади типу КПП або ПКП-72, а також навігаційно-пілотажні прилади типу НПП або ППП-72.

Деякі САУ мають у складі пристроїв індикації та управління пульти перевірки та контролю працездатності САУ, які входять у систему вбудованого контролю САУ.

Найбільш важливі кнопки вмикання та вимикання режимів роботи САУ розташовуються безпосередньо на важелі управління. Це кнопка вмикання режиму приведення до горизонту, кнопка екстреного вимикання САУ, гашетка сумісного управління. Іноді на важелі управління розташовується кнопка переведення САУ з режиму директорного управління в автоматичний.

### **19.3. Типові режими роботи САУ. Особливості САУ літаків різного призначення**

До типових режимів роботи САУ відносяться:

- режим демпфірування ( режим сумісного управління);
- режим стабілізації кутових положень;
- режим стабілізації барометричної висоти польоту;
- режим стабілізації приладної швидкості польоту;
- режим приведення до горизонту;
- режим автоматичного та директорного управління при польоті за маршрутом та при поверненні до аеродрому посадки;
- режим автоматичного та директорного управління на етапі заходу на посадку;
- спеціальні режим (залежить від типу літака).

До типових режимів роботи САУ слід віднести й підготовчий до вмикання автоматичного управління режим – режим узгодження.

#### **19.3.1. Режим узгодження**

Режим узгодження призначений для плавного без ривків рульових поверхонь вмикання сервоприводу, а також для запам'ятовування параметрів руху літака в момент вмикання режиму стабілізації.

Щоб у момент переходу з ручного на автоматичне управління, тобто в момент звільнення пілотом важеля управління, не було ривків рулів, пілоту необхідно попередньо за допомогою тримера зняти зусилля з важеля (стримувати важіль управління). При цьому балансувальному положенню руля відповідає нейтральне положення пружинного завантажувача (нульове зусилля на важелі) і після звільнення важеля управління важіль, а також руль залишаються в балансувальному положенні.

Крім того, для “м’якого” підключення сервопривода автоматики необхідно, щоб у момент підключення сигнал на вході рульового агрегату дорівнював нулю. Це досягається застосуванням до моменту вмикання автоматики спеціальних схем узгодження.

У підрозд. 5.3 розглянуті найбільш розповсюджені електро-механічні схеми механізмів узгодження, що побудовані за принципом систем стеження. У режимі узгодження двигун системи стеження онулює сигнали, що надходять до сервопривода, і дозволяє “запам’ятати” на виході кола зворотного зв’язку, наприклад, на роторі сельсина-приймача значення параметра польоту в момент вмикання каналу з метою його подальшої стабілізації.

Існують суто електричні схеми узгодження (рис. 19.13), в яких “запам’ятовування” параметрів польоту здійснюється на конденсаторних схемах шляхом зарядження конденсаторів напругою,

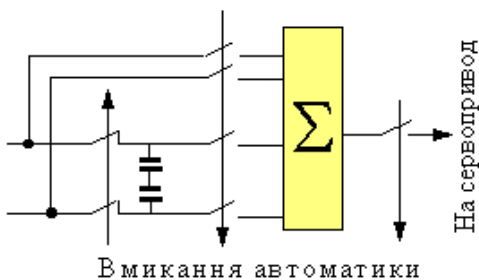


Рис. 19.13

що пропорційна поточному значенню параметру польоту. Після вмикання автоматики сигнал відхилення поточного значення параметру польоту від “запам’ятовуваного” на конденсаторах, надходить на сервопривод.

Природно, що в момент вмикання ця різниця дорівнює нулю, тому ривків рульової поверхні не буде. Така схема узгодження значно дешевше електромеханічних пристроїв, але має суттєвий недолік – втрату інформації про запам’ятовуване значення параметрів польоту через поступове розрядження конденсаторів. Тому, наприклад, у режимах стабілізації курсу, коли потрібно тривалий час утримувати заданий напрямок польоту, вони не використовуються.

Існують також інші принципи побудови схем узгодження, наприклад, шляхом моделювання електромеханічних систем стеження за допомогою електронних пристроїв.

У колах окремих датчиків, наприклад датчиків перевантаження, датчиків кутових швидкостей, механізми узгодження не встановлюють. При цьому вважають, що вмикання САУ здійснюється в усталеному режимі польоту, тобто, поточні значення сигналів цих датчиків повинні дорівнювати нулю.

### **19.3.2. Режим демпфірування**

Режим демпфірування (режим штурвального управління) вмикається за допомогою кнопки-лампочки (кнопки-табло), що, як правило, розташовується на пульті управління САУ. Деякі САУ, наприклад, САУ-1Т, мають тумблери поканального вмикання демпферів крену та рискання. У сучасних САУ режим демпфірування вмикається автоматично після вмикання електроживлення (іноді після проходження передполітного тест-контролю), але на пульті управління САУ також є кнопка примусового вмикання режиму демпфірування. На режим демпфірування САУ перемикається після вимикання будь-якого режиму автоматичного управління, а також при втручанні пілота в управління літаком у режимі сумісного управління. Вимикається режим демпфірування кнопкою екстреного вимикання САУ. Повторне вмикання режиму здійснюється з пульта управління.

У режимі демпфірування (в режимі сумісного управління) САУ забезпечує необхідні характеристики стійкості та керованості літака. При цьому складність законів управління залежить від маневрених характеристик літака (класу літака), від особливостей аеродинамічного компонування та конструкції літака. Наприклад, контури демпфірування важких транспортних літаків навіть не передбачають коректування передаточних чисел законів управління в залежності від висоти та швидкості польоту, оскільки вважається, що діапазон прийнятних значень динамічних характеристик літаків III-го класу значно ширше ніж для маневрених літаків I-го класу. Тому передаточні числа, що розраховані для крейсерського режиму польоту, забезпечують необхідні динамічні характеристики літака у всьому діапазоні висот і швидкостей польоту.

З іншого боку для важких літаків, що мають крило значного подовження до того ж із зосередженими масами у вигляді декіль-

кох двигунів, які розташовуються на пілонах крила, актуальною стає проблема боротьби з пружними коливаннями. Як приклад наведемо закони управління САУ важкого транспортного літака в режимі демпфірування для каналів руля направлення та елеронів. Зауважимо, що в режимі демпфірування органи управління відхиляються пілотом ( $\delta^{\text{п}}$ ) та системою автоматичного управління ( $\delta^{\text{па}}$ ).

$$\begin{aligned}\delta_e &= \delta_e^{\text{п}} + \delta_e^{\text{па}}; \\ \delta_e^{\text{па}} &= W_{\phi}^1(p) K_{\omega_x} \omega_x; \\ \delta_H &= \delta_H^{\text{п}} + \delta_H^{\text{па}}; \\ \delta_H^{\text{па}} &= K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y.\end{aligned}$$

Тут  $W_{\phi}^1(p)$  – смуговий фільтр вигинних коливань першого тону, який перешкоджає підсиленню аероавтопружних коливань після вмикання демпфера.

Іздромний фільтр  $\frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1}$  у колі сигналу  $\omega_y$  в каналі руля

направлення не пропускає постійну складову кутової швидкості на вхід сервопривода, тому на усталеному маневрі демпфер не заважає пілоту виконувати маневрування в горизонтальній площині.

Для важких літаків зі змінної стрілоподібністю крила, і які використовують як орган поперечного управління інтерцептори, доцільно здійснювати коректування складових закону управління залежно від кута стрілоподібності, оскільки при цьому істотно змінюється ефективність поперечного управління. До речі, інтерцептори можна використовувати і як повітряні гальма. Закон управління каналу дистанційної системи управління інтерцепторів важкого надзвукового літака зі змінною геометрією крила, і якій, наприклад, володіє “зворотною” реакцією з крену на відхилення руля направлення, може мати вигляд:



$$\delta_{\text{інт}} = K_{x_k}(\chi)x_k + K_{\text{руг}}x_{\text{руг}} + K_{\omega_x}(\chi)\omega_x + K_{x_H}x_H$$

Тут  $K_{x_k}(\chi)x_k$  – сигнал дистанційного відхилення інтерцепторі від штурвалу, який враховує спад ефективності управління при зміні кута стрілоподібності крила  $\chi$ ;  $K_{\text{руг}}x_{\text{руг}}$  – сигнал управління інтерцепторами як повітряними гальмами від окремої рукоятки управління;  $K_{\omega_x}(\chi)\omega_x$  – демпфіруючий сигнал, порція якого коректується від кута стрілоподібності крила;  $K_{x_H}x_H$  – сигнал відхилення педалей для компенсації “зворотної” реакції з крену на відхилення руля направлення.

При відхиленні руля направлення крім основного моменту управління  $M_y(\delta_H)$  створюється також момент крену  $M_x(\delta_H)$ , який нахляє літак у бік протилежний розвороту. Цьому моменту протидіє момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$  та спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Якщо літак має малий запас поперечної стійкості  $|M_x(\beta)| < |M_x(\delta_H)|$ , то він нахляється у бік протилежний розвороту, тобто має місце “зворотна” реакція літака з крену на відхилення руля направлення. При відхиленні педалей сигнал  $x_H$  в каналі інтерцепторів примусово нахляє літак у бік розвороту, ліквідуючи “зворотну” реакцію з крену на відхилення педалей.

Для маневрених літаків вимоги до пілотажних характеристик – характеристик стійкості та керованості значно суворіші, тому й закони управління в режимі демпфірування більш складні. Тут реалізується комплексна корекція статичних характеристик стійкості та керованості зі складною корекцією передаточних чисел від багатьох параметрів польоту, передбачаються заходи щодо поліпшення керованості літака з урахування перехресних зв'язків між каналами управління. Як приклад наведемо закони управління елеронами та рулем направлення маневреного літака в режимі демпфірування.

$$\begin{aligned} \delta_e &= \delta_e^{\Pi} + \delta_e^{\text{pa}}; \\ \delta_e^{\text{pa}} &= K_{\omega_x}(p_{\text{CT}}, q)\omega_x + \frac{K_{x_K}(p_{\text{CT}}, q)}{T_{x_K} p + 1} x_K; \\ \delta_H &= \delta_H^{\Pi} + \delta_H^{\text{pa}}; \end{aligned} \quad (19.1)$$

$$\delta_H^{\text{pa}} = K_{n_z}(\alpha, p_{\text{CT}}, q, M)n_z + \left( K_{\omega_y}(p_{\text{CT}}, q)\omega_y + K_{\omega_x}(\alpha, p_{\text{CT}}, q)\omega_x \right) \frac{T_{\omega} p}{T_{\omega} p + 1} + \frac{K_{x_K}^H(\alpha)}{T_{x_K} p + 1} x_K.$$

Тут канал елеронів в режимі демпфірування підвищує швидкодіяльність управління літаком з крену, а сигнал  $x_K$ , компенсуючи постійну складову сигналу  $\omega_x$ , яка заважає нахиленню літака, зберігає статичні характеристики керованості. Вимоги, щодо збереження динамічних характеристик стійкості та керованості маневрених літаків дуже жорсткі, тому передаточні числа  $K_{\omega_x}$ ,  $K_{x_K}$  коректується залежності від висоти та швидкості польоту (від статичного  $p_{\text{CT}}$  та динамічного  $q$  тиску), оскільки при зміні цих параметрів польоту змінюється ефективність елеронів, а також власний аеродинамічний момент демпфірування  $M_x(\omega_x)$ . Аперіодичний фільтр у колі сигналу  $x_K$  відфільтровує випадкові рухи важеля управління.

У каналі руля направлення сигнал поперечного перевантаження  $n_z$ , тотожний куту ковзання  $\beta$ , забезпечує підвищення шляхової статичної стійкості, що позитивно відбивається на маневрених характеристиках літака при виконанні координованого розвороту. Передаточне число  $K_{n_z}$  коректується у залежності від висоти та швидкості польоту ( $p_{\text{CT}}$ ,  $q$ ), а також від кута атаки  $\alpha$ , що враховує зменшення ефективності руля направлення через його затінення на великих кутах атаки. Корекція  $K_{n_z}$  з числа  $M$  польоту враховує зміну положення аеродинамічного фокуса на надзвукових швидкостях польоту, через що змінюється власна шляхова статична стійкість літака.

Крім компенсації ковзання контур управління забезпечує демпфірування коливань літака з кута ковзання, при цьому врахову-

ється залежність похідної кута ковзання на великих кутах атаки від кутової швидкості крену  $\omega_x$ .

$$\dot{\beta} \approx \omega_y \cos \alpha + \omega_x \sin \alpha$$

Саме цю роль виконує друга складова закону управління (19.1), причому синусоїдальна залежність  $\omega_x$  від  $\alpha$  враховується корекцією передаточного числа  $K_{\omega_x}(\alpha)$ , а косинусоїдальна залежність  $\omega_y$  від  $\alpha$  реалізується автоматично через затінювання руля направлення. Ізодромна ланка у колі сигналу  $\dot{\beta}$  не пропускає постійну складову сигналу на вхід сервопривода, тому на сталому маневрі демпфер не заважає пілоту виконувати маневрування в горизонтальній площині.

Перехресний зв'язок із відхилення важеля управління  $K_{x_k}^H(\alpha)x_k$ , що коректується за кутом атаки, створює випереджаючі (по відношенню до кута ковзання) відхилення руля направлення. Відхиляючи руль направлення одночасно з відхиленням елеронів (саме так діє пілот при виконанні енергійного маневру в бічній площині), САУ попереджує появу кута ковзання. При цьому вирішується низка задач. По-перше, підвищується енергійність маневру (руль направлення створює додатковий момент у бік розвороту). По-друге, при нахиленні літака практично не виникає кут ковзання, а це попереджує звалювання літака через несиметричне обтікання крила на великих кутах атаки. І наприкінці, додатковим відхиленням руля направлення у бік розвороту САУ, компенсуючи кут ковзання, збільшує кутову швидкість рискання  $\omega_y$  і відповідний спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Сумісно з моментом управління  $M_x(\delta_s)$  спіральний момент "підкручує" літак, запобігаючи "зависання" з крену.

У каналі руля висоти важкого літака складова закону управління, що забезпечує демпфірування кутових коливань достатньо проста навіть без коректування передаточного числа залежно від параметрів польоту. Однак для надзвукових важких літаків, до того ж зі змінною геометрією крила актуальною стає проблема забезпечення прийнятних характеристик статичної поздовжньої керованості. Використання на таких літаках АРУ програмного типу зустрічає певні труднощі, які обумовлюються не тільки складним харак-

тером зміни пілотажних характеристик від висоти та швидкості польоту, але також від інших параметрів, наприклад, від центрівки, стрілоподібності крила, варіанта завантаження літака тощо. Тому на таких літаках в режимах штурвального управління (в режимах демпфірування) використовують АРУ самонастроювального типу. Докладно реалізація такого АРУ викладалась в підрозд. 6.2. Наприклад, закон управління каналу руля висоти надзвукового важкого літака у режимі штурвального управління може мати вигляд:

$$\begin{aligned} \delta_B &= \delta_B^{\Pi} + \delta_B^{pa}; \\ \delta_B^{\Pi} &= K_B \Delta x_B; \\ \delta_B^{pa} &= K_{\omega_z} \omega_z + F(\delta_3) + \frac{K_{n_y}}{T_{n_y} p + 1} (\Delta n_y - \Delta n_{y3}) + K_B \Delta x_B^{pa}, \end{aligned} \quad (19.2)$$

де  $\Delta x_B$  – відхилення штурвала від балансувального положення;  $K_{\omega_z} \omega_z$  – складова закону управління, що забезпечує демпфірування кутових коливань;  $F(\delta_3)$  – сигнал компенсації поздовжнього моменту, що виникає при випуску закрилків;  $\frac{K_{n_y}}{T_{n_y} p + 1} (\Delta n_y - \Delta n_{y3})$  – складова закону, яка забезпечує підвищення поздовжньої статичної стійкості з нормального перевантаження;  $K_B \Delta x_B^{pa}$  – складова, що реалізує автоматичне регулювання статичних характеристик керуваності.

Функція  $F(\delta_3)$  має вигляд, зображений на рис. 19.14. Оскільки балансування під час випуску закрилків здійснюється за рахунок відхилення руля висоти рульовим агрегатом, то діапазон відхилення штурвала залишається попереднім. Це має сенс, якщо діапазон відхилення штурвала обмежується розмірами кабіни та зручністю роботи пілота.

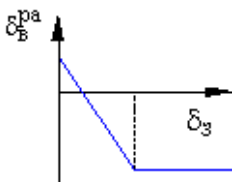


Рис. 19.14

Складова  $K_B \Delta x_B^{pa}$  формується за законом управління самонастроювального АРУ, що докладно був обґрунтований в підрозд. 6.2.

$$K_B \Delta x_B^{pa} = K_B \left[ (x_{B\delta} + x_{B0}) \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}} - \frac{\Delta x_B}{T_\phi p + 1} \right].$$

Тут  $x_{B\delta}$  – балансувальне положення штурвала;  $x_{B0}$  – положення штурвала, яке несе в собі інформацію про місцезнаходження аеродинамічного фокуса.

Останньою складовою закону управління АРУ компенсує вплив пілота на руль висоти, причому не миттєво, а з деякою інерційністю, яка визначається сталою часу  $T_\phi$  аперіодичного фільтра. Це вводить певне форсування на першій фазі управління, тобто підвищується швидкодія контура управління. А за рахунок перших двох складових закону управління за інформацією про переміщення штурвала  $\Delta x_B$  руль висоти відхиляється таким чином, щоб в усталеному режимі створити заданий пілотом приріст нормального перевантаження  $\Delta n_{y3} = \Delta x_B \left( X_{B_3}^{n_y} \right)^{-1}$ .

При цьому коефіцієнт передачі  $K_B$  коректується залежно від  $x_{B\delta}$  та  $x_{B0}$ , тобто одночасно від багатьох параметрів: висоти та швидкості польоту, положення аеродинамічного фокуса, умов балансування літака, варіантів завантаження літака, геометрії крила тощо – щоб забезпечити задані статичні характеристики поздовжньої керованості (градієнт переміщення з нормального перевантаження  $X_B^{n_y} = X_{B_3}^{n_y}$ ).

Складова закону  $\frac{K_{n_y}}{T_{n_y} p + 1} (\Delta n_y - \Delta n_{y3})$  забезпечує підвищення поздовжньої статичної стійкості з нормального перевантаження.

Але підвищення статичної стійкості погіршує керованість літака. Тому при відхиленні штурвала формується складова

$$\Delta n_{y3} = \frac{-1}{T_M p + 1} \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}},$$

яка на етапі управління компенсує сигнал  $\Delta n_y$ . При цьому зберігаються статичні характеристики керованості. Ланка  $\frac{1}{T_M p + 1}$  моделює динаміку позовжнього руху літака з нормального перевантаження, що забезпечує компенсацію сигналу  $\Delta n_y$  не тільки в сталих, але і в перехідних режимах. Таким чином, ця складова, забезпечуючи підвищення статичної стійкості літака при дії зовнішніх збурень, не змінює як статичні, так і динамічні характеристики позовжньої керованості. До того ж при неточній регулюювці статичної характеристики позовжньої керованості ( $X_B^{n_y} \neq X_{B3}^{n_y}$ ), задане штурвалом значення нормального перевантаження не буде відповідати поточному ( $\Delta n_y \neq \Delta n_{y3}$ ). І тоді рульовий агрегат відповідно цієї різниці додатково відхилить руль висоти, відновлюючи потрібні характеристики керованості, тобто використання такої корекції знижує вимоги щодо функціональної ефективності самонастроювального АРУ, як часткового засобу.

На рис. 19.15 зображена функціональна схема каналу руля висоти, що реалізує закон управління 19.3.

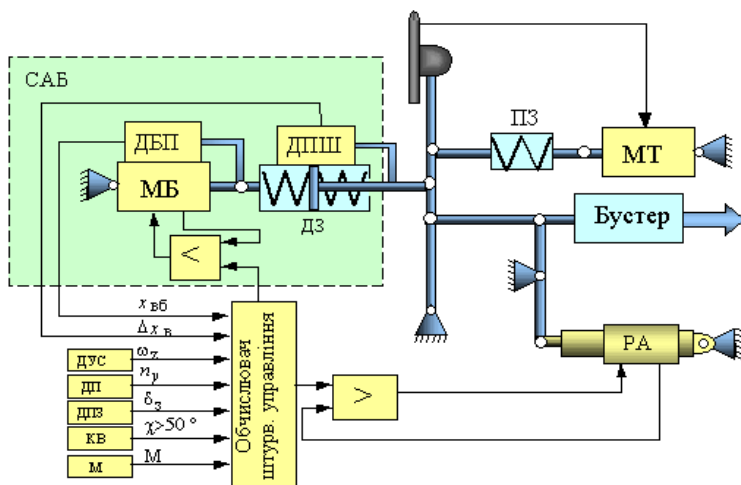


Рис. 19.15

Інформацію про  $x_{вб}$  можна отримати від датчика балансувального положення штурвала *ДБП* системи автоматичного балансування *САБ*, який підключений до штока механізму балансування *МБ*, що керує додатковим пружинним завантажувачем штурвала *ДЗ*, переміщуючи його за штурвалом у нове балансувальне положення. При виконанні маневру *МБ* зупиняється і пілот, відхиляючи штурвал на певну величину зустрічає додаткове завантаження, яке обмежує його можливості щодо виведення літака на граничні перевантаження. Закон управління механізмом балансування може бути поданий у вигляді

$$p x_{мб} = K_{мб} \frac{K_{n_y}}{T_{n_y} p + 1} (\Delta n_y - \Delta n_{уз})$$

де 
$$\Delta n_{уз} = \frac{-1}{T_M p + 1} \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}}$$

Для формування закону управління використовується та ж сама складова, що й для контура статичної стійкості. На етапі маневрування вона дорівнює нулю, тому механізм балансування зупиняється. В усталеному режимі при зміні параметрів польоту пілот постійно балансує літак, переміщуючи штурвал у балансувальне положення без зміни нормального перевантаження. Тому за сигналом  $\Delta x_B$  механізм балансування відстежує балансувальне положення штурвала, онулюючи сигнал  $\Delta x_B$ . Якщо пілот не втручається в процес перебалансування, то при розгоні або гальмуванні змінюється піднімальна сила та виникає надмірне перевантаження  $\Delta n_y$ . Тоді механізм балансування починає переміщувати додатковий завантажувач *ДЗ* і штурвал пропорційно сигналу  $\frac{\Delta n_y}{p} \approx \theta$ , в балансувальне положення, намагаючись вивести літак у горизонтальний політ ( $\theta \approx 0$ ).

Таким чином, шток механізму *МБ* і корпус доаткового пружинного завантажувача *ДЗ* завжди знаходяться в балансувальному положенні. Тому при виконанні маневру із надмірним перевантаженням з величини переміщення штурвала відносно корпусу *ДЗ*,

яке вимірюється датчиком переміщення штурвала *ДПШ*, можна судити про  $\Delta x_B$  – відхилення штурвала від балансувального положення. Значення  $x_{B0}$  як постійної величини формується в обчислювачі САУ, коректуючись залежно від стрілоподібності крила  $\chi$  (сигнал про  $\chi$  надходить від кінцевих вимикачів *КВ* механізму зміни стрілоподібності крила), а при  $M > M_{кр}$  залежно від числа  $M$  польоту.

Сигнал  $\omega_z$  надходить в обчислювач штурвального управління від датчика кутової швидкості типу *ДУС*, сигнал  $n_y$  – з датчика перевантаження *ДП*, а сигнал  $\delta_3$  знімається з датчика положення закрилків *ДПЗ*. В обчислювачі формується сигнал  $\Delta n_y = n_y - 1$ , а також  $f(\delta_3)$ . Формування складових закону управління здійснюється в обчислювачі на операційних підсилювачах. Після підсумовування керуючий сигнал надходить на сервопривод рульового агрегату *РА*, який послідовно включений в проводку системи управління

літака, а складова  $\frac{K_{n_y}}{T_{n_y} p + 1} (\Delta n_y - \Delta n_{y3})$  додатково надходить у

систему автоматичного балансування *САБ* на сервопривод механізму балансування *МБ*, що працює зі швидкісним зворотним зв'язком.

У деяких системах штурвального управління, наприклад, в АСУУ-96 для літака ІЛ-96-300 у закон управління руля висоти вводиться додатковий сигнал компенсації втрати висоти при розвороті

$$K_\gamma \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}.$$

При виконанні розвороту датчик кутової швидкості тангажа вимірює суму проєкцій швидкостей зміни кутів Ейлера

$$\omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma,$$

В АСУУ-96 замість ізодромної ланки в колі датчика кутової швидкості тангажа  $\omega_z$ , яка не пропускає постійну складову, у тому числі складову  $\dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma$ , наприклад, за законом управління



$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z}(p_{ст}, q) \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z,$$

постійна складова при розвороті компенсується складовою  $\frac{K_{\omega_z}(1 - \cos \gamma)}{M \cos \gamma}$  за законом управління

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z} \left[ \omega_z - \frac{K_{\omega_z}^* (1 - \cos \gamma)}{M \cos \gamma} \right].$$

На маневрених літаках канал руля висоти в режимі демпфювання використовує алгоритми автоматів поздовжнього управління, що реалізують комплексний підхід до формування характеристик стійкості та керованості. Докладно принципи побудови АПУ розглядалися в підрозд. 9.1. Наприклад, для системи дистанційного управління рулем висоти може бути реалізований закон управління :

$$\delta_B = \frac{K_B(p_{ст}, q) [\Delta x_B + x_{B\delta}(q)]}{T_\phi p + F(x_B)} + K_{n_y}(p_{ст}, q) \left( \frac{\Delta n_y}{T_{n_y} p + 1} + \right. \\ \left. + \frac{1}{X_{B_3}^{n_y}} \frac{\Delta x_B}{T_\phi p + F(x_B)} \right) + K_{\omega_z}(p_{ст}, q) W_\phi^{ВИГ}(p) \omega_z. \quad (19.3)$$

$$\text{де } F(x_B) = \begin{cases} 0 & \text{при } \Delta x_B > \Delta x_B^* \\ 1 & \text{при } \Delta x_B \leq \Delta x_B^* \end{cases}$$

Тут перша складова закону управління формує сигнал дистанційного відхилення руля висоти з одночасною корекцією статичних характеристик керованості залежно від висоти та швидкості польоту за принципом програмного АРУ. Балансувальна крива  $x_{B\delta}(q)$ , що формується в обчислювачі САУ, забезпечує автоматичне балансування літака у всьому діапазоні швидкостей польоту. При роботі такої системи балансування пілот на етапі розгону або гальмування, стабілізуючи висоту польоту, коректує неточну реалізацію балансувальної кривої, важіль управління при цьому залишається

практично в нейтральному положенні. Застосування схеми балансування, що використовується на важких літаках (див. рис. 19.15) і яка на маневрі не працює, для маневрених ЛА неприйнятна, оскільки такі літаки виконують маневри зі значною зміною швидкості польоту.

Відхилення важеля управління від балансувального положення  $\Delta x_B$  вимірюється датчиком положення відносно корпусу пружинного завантажувача.

Зміна структури першої складової при різних відхиленнях важеля управління змінює ефективність управління. При малих відхиленнях важеля ( $\Delta x_B \leq \Delta x_B^*$ ) реалізується повільне управління, а при значних ( $\Delta x_B > \Delta x_B^*$ ) – руль висоти починає відхилятися до упору зі швидкістю пропорційною відхиленню важеля управління. Це покращує умови роботи пілота та зменшує витрати важеля управління при енергійному маневруванні.

Складова закону управління  $K_{\omega_z}(p_{ст}, q)W_{\phi}^{ВИГ}(p)\omega_z$  забезпечує демпфірування кутових коливань. Передаточне число  $K_{\omega_z}$  коректується залежно від висоти та швидкості польоту оскільки при зміні цих параметрів польоту змінюється ефективність руля висоти, а також власний аеродинамічний момент демпфірування. Смуговий фільтр вигинних коливань першого тону  $W_{\phi}^{ВИГ}(p)$  виключає резонансні явища в контурі демпфірування та перешкоджує підсиленню аероавтопружних коливань, які виникають у літака із зовнішнім знаряддям, тобто із зосередженими масами на крилах.

Друга складова закону управління забезпечує підвищення позовжньої статичної стійкості з нормального перевантаження, а при неточній реалізації програми АРУ ця складова додатково коректує статичну керованість літака так саме, як у законі управління (19.2).

На злітно-посадкових режимах, особливо для легких літаків, виключається можливість використання інформації безпосередньо від датчиків нормального перевантаження навіть для контурів стійкості та керованості. Тряска на етапі розбігу, а також удари в момент жорсткого дотику літака до ЗПС вимірюються датчиком перевантаження, що у свою чергу може призвести до непередбаче-

них різких відхилень руля висоти. Ось чому в САУ режими штурвального управління (режими демпфірування), які вмикаються перед зльотом і вимикаються після приземлення літака, інформацію про нормальне перевантаження на злітно-посадкових режимах отримують шляхом перетворення сигналу датчика кутової швидкості тангажа  $\omega_z$ , використовуючи відому передаточну функцію

$$W_{n_y}^{\omega_z}(p) = \frac{n_y(p)}{\omega_z(p)} = \frac{V}{g(T_{\theta}p + 1)}. \quad (19.4)$$

До того ж на цих режимах збільшуються передаточні числа з кутової швидкості, оскільки злітно-посадкові режими відносяться до категорії етапів польоту, для яких характерно повільне маневрування.

Режим демпфірування вмикається при вмиканні режимів автоматичного управління. У режимі сумісного (спільного) управління САУ перемикається з режиму стабілізації кутових положень у режим демпфірування після втручання пілота в управління літаком. Команда на перемикання надходить або з гашетки управління, або з датчиків зусиль (кінцевих вимикачів) важеля управління.

### 19.3.3. Режим стабілізації кутових положень

Режим стабілізації кутових положень вмикається за допомогою спеціальних кнопок (кнопок-лампочек, кнопок-табло), які розташовуються на пульте управління САУ. Деякі САУ мають можливість поканалного вмикання режиму стабілізації: каналу руля висоти, каналу елеронів і навіть каналу руля напрямлення. Перед вмиканням автоматичного управління пілоту необхідно за допомогою тримера зняти зусилля з важеля (стримувати важіль управління). При цьому балансувальному положенню руля відповідає нейтральне положення пружинного завантажувача (нульове зусилля на важелі) і після звільнення важеля управління, важіль, а також руль залишаються в балансувальному положенні.

Після вмикання режиму САУ забезпечує стабілізацію запам'ятованих схемами узгодження у момент вмикання кутів крену або рискання, а також кута тангажа. Найпростіший закон стабілізації кута тангажа, що використовується в автопілотах літаків другого покоління, наприклад в АП-28Л1, має вигляд:

$$\delta_B = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z.$$

Для підвищення точності використовують закони управління із введенням інтегральної складової, або, наприклад, як в автопілоті Кремінь використовують сервоприводи з ізодромним зворотним зв'язком:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{\vartheta} \Delta \vartheta + K_{\omega_z} \omega_z + \frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_{ст}. \quad (19.5)$$

Управління позовжнім рухом літака ЯК-40 здійснюється рулем висоти та поворотним стабілізатором. Сервопривод автопілота Кремінь побудований за схемою аналогічною наведеною на рис. 19.12, тільки стабілізатор відхиляється додатковою тримерною рульовою машиною, а складова закону управління (19.5) –  $\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_{ст}$  повертає руль висоти до нейтрального положення при відхиленні стабілізатора ( $\delta_{ст}$  сигнал з датчика положення стабілізатора).

У сучасних САУ закони управління більш складні, забезпечують підвищену точність стабілізації та прийнятні динамічні характеристики контура управління кутом тангажа. Контури стабілізації будуються на основі контурів поліпшення характеристик стійкості та керованості. Наприклад, для важкого швидкісного літака, контур стійкості та керованості якого реалізується за законом управління (19.2), закон управління на етапі стабілізації може мати вигляд:

$$\begin{aligned} \delta_B &= \delta_B^{pa} + \delta_B^{MT}; \\ \delta_B^{pa} &= F_{ГР} \frac{T_{\phi 1 p + 1}}{T_{\phi 2 p + 1}} K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z + F(\delta_3) + \frac{K_{n_y}}{T_{n_y p + 1}} \Delta n_y + K_B \Delta x_B; \\ p \delta_B^{MT} &= F_{ГР} \frac{T_{\phi 1 p + 1}}{T_{\phi 2 p + 1}} K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3), \end{aligned} \quad (19.6)$$

Тут канал руля висоти працює з двоканальним сервоприводом, схема якого зображена на рис. 19.11. За “швидкий” привод обмеженого відхилення руля використовується рульовий агрегат *РА* з жорстким зворотним зв'язком, що включений в проводку управління за послідовною схемою, а роль “повільного” привода, на який надходить низькочастотна складова закону управління *РА*,

відіграє механізм тримерного ефекту  $MT$ . Інтегровальні властивості “повільного” привода з гнучким зворотним зв’язком використовуються для поліпшення точнісних характеристик контура стабілізації.

Постійна складова сигналу  $\vartheta - \vartheta_3$ , наприклад, при перебалансуванні виводить шток  $PA$  на упор, через що він припиняє виконувати свої функції. Ось чому режими стабілізації в автопілотах при зміні швидкості польоту, тобто при перебалансуванні, було рекомендовано вимикати й знову вмикати після виходу на нову задану швидкість польоту. Сигнал відхилення штурвалу  $\Delta x_B$  механізмом тримерного ефекту  $MT$  в законі управління рульовим агрегатом розвантажує “швидкий” привод. Шток  $PA$  повертається до середнього положення і “швидкий” сервопривод продовжує виконувати функції поліпшення характеристик стійкості та керованості та парирує високочастотні складові діючих збурень у контурі стабілізації, тобто механізм тримерного ефекту “перекачує” на себе низькочастотну та постійну складову сигналу  $\vartheta - \vartheta_3$ .

Закон управління (19.6) формує функцію граничних обмежень  $F_{гр}$  керуючого сигналу, наприклад, як функцію нормального перевантаження або як функцію балансувального положення штурвалу. В останньому випадку величина обмеження залежить одразу від багатьох параметрів польоту, які впливають на балансування літака: центрівки, швидкості та висоти польоту тощо. Як правило, величина обмеження керуючого сигналу, що спричиняє негативне перевантаження, постійна, а сигнал, спрямований на створення позитивного перевантаження, має змінну величину обмеження.

Фільтр  $\frac{T_{\phi 1} p + 1}{T_{\phi 2} p + 1}$  змінює коефіцієнт підсилення сигналу

$\vartheta - \vartheta_3$  залежно від частоти його зміни, що позитивно віддзеркалюється на якості управління при польоті в турбулентній атмосфері. При попаданні літака у вертикальній струм повітря він “приводиться до вітру” (“клює” на висхідні струми), надмірне перевантаження при цьому дорівнює нулю. Таким чином, статично стійкий літак сам ефективно парирує вплив турбулентної атмосфери, а стабілізація кута тангажа збільшує дію вертикальних вітрових збу-

рень, які паруються саме зміною кута тангажа. До речі при польоті в турбулентній атмосфері режими стабілізації кута тангажа в деяких автопілотах рекомендовано вимикати.

У деяких модифікаціях САУ з метою збереження ресурсу роботи механізму тримерного ефекту його “вимикають” у перехідних режимах, а також при дії імпульсних збурень. Цю функцію виконує додаткова складова в законі управління механізму тримерного ефекту:

$$p\delta_B^{MT} = F_{гр} \left[ \frac{T_{\phi 1} p + 1}{T_{\phi 2} p + 1} K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{n_y}^* \Delta n_y \right].$$

Складова  $K_{n_y}^* \Delta n_y$  у перехідних режимах компенсує сигнал  $\vartheta - \vartheta_3$ , тому механізм тримерного ефекту вмикається в роботу тільки при наближенні до  $\Delta n_y \approx 0$ , тобто до сталих режимів польоту.

При стабілізації негативного кута тангажа літак, й насамперед важкий літак, починає збільшувати швидкість польоту, яка може перевищити максимально допустиму. Щоб відвернути цю небезпеку до закону управління додають складову, яка після досягнення літаком у режимі стабілізації кута тангажа певної швидкості польоту  $V = V^*$  переводить літак у кабрирування. Наприклад, система автоматичного управління САУ-ІТ реалізує такий закон управління:

$$\delta_B = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z + F(V_{пр}).$$

Функція  $F(V_{пр})$  має вигляд, проілюстрований на рис. 19.16. Поточне значення приладної швидкості  $V_{пр}$  надходить від системи повітряних сигналів, а функція  $F(V_{пр})$  формується в обчислювачі САУ.

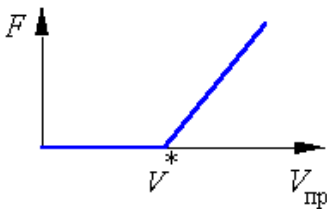


Рис. 19.16

Задане значення кута тангажа в САУ неманеврених літаків може змінюватися за допомогою спеціальних рукояток пульта управління

САУ. Зміна кута тангажа маневрених літаків здійснюється в режи-

мі сумісного управління, а контури управління кутом тангажа частіше за все реалізуються або при наявності обмеження з нормального перевантаження, або через контур нормального перевантаження. Наприклад, закон управління САУ маневреного літака в режимі стабілізації кута тангажа при наявності обмеження з нормального перевантаження має вигляд:

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_B = F_{\Gamma P}^{n_y} \left[ K_{\Theta} \frac{T_K p}{T_K p + 1} (\Theta - \Theta_3) \right] + K_{\omega_z} (q, p) W_{\Phi}^{\text{ВНГ}}(p) \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z. \quad (19.7)$$

Управління реалізується крізь одноканальний паралельний сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком, який підвищує точнісні характеристики контура стабілізації, хоча в деяких САУ використовують двоканальні приводи. Складова  $\frac{T_K p}{T_K p + 1}$  враховує

конденсаторну схему узгодження, яка негативно впливає на точність стабілізації кута тангажа через поступове розрядження конденсаторів і втрату інформації про запам'ятовуване значення  $\Theta_3$ . Друга складова закону управління реалізує контур демпфірування. На відміну від закону (19.3) додатковий ізодромний фільтр

$$\frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1}$$

у колі датчика кутової швидкості дозволяє позбавитись помилки стабілізації кута тангажа, яка виникає через методичні та інструментальні похибки датчика кутової швидкості.

Функція обмеження з нормального перевантаження  $F_{\Gamma P}^{n_y}$  формується за різницею між поточним значенням нормального перевантаження та максимально допустимим, яке у свою чергу є функцією швидкісного напору.

У деяких САУ маневрених літаків контури стійкості та керуваності мають окремі “швидкі” сервоприводи, які виконують свої функції й в режимах стабілізації. Закон управління такої САУ в режимі стабілізації кута тангажа має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^{pa} + \delta_B^{MT}$$

$$\delta_B^{pa} = K_{\omega_z}(p_{ст}, q) \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z + K_{\alpha}(p_{ст}, q) \Delta\alpha + K_{\delta_{нос}} \delta_{нос} \quad (19.8)$$

$$p\delta_B^{MT} = K_{n_y}(q)(n_y - n_{y3}) + K_{\dot{n}_y}(p_{ст}, q) \frac{p}{T_{\theta} p + 1} \omega_z + K_{\omega_z}(p_{ст}, q) p\omega_z$$

де  $n_{y3} = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) - f(\gamma); \quad f(\gamma) = \frac{1 - \cos\gamma}{\cos\gamma}.$

Тут  $\delta_B^{pa}$ ,  $\delta_B^{MT}$  відхилення руля висоти “швидким” рульовим агрегатом послідовної дії та “повільним”, роль якого виконує механізм тримерного ефекту з гнучким зворотним зв’язком. Відхилення руля висоти “швидким” рульовим агрегатом забезпечує поліпшення характеристик стійкості та керованості літака. Сигнал  $K_{\delta_{нос}}\delta_{нос}$  компенсує додаткові моменти, що виникають при випуску механізації крила, у даному випадку носків крила. Як вже відмічалось інтегровальні властивості “повільного” привода з гнучким зворотним зв’язком використовуються для поліпшення характеристик точності контура стабілізації.

Відсутність в еквівалентному законі управління механізмом тримерного ефекту

$$\delta_B^{MT} = \frac{K_{n_y}(q)}{p}(n_y - n_{y3}) + K_{\dot{n}_y}(p_{ст}, q) \frac{\omega_z}{T_{\theta} p + 1} + K_{\omega_z}(p_{ст}, q)\omega_z$$

позиційної складової сигналу нормального перевантаження, що погіршує стійкість контура управління, компенсується відповідно

(19.4) еквівалентним сигналом  $K_{\dot{n}_y}(p_{ст}, q) \frac{\omega_z}{T_{\theta} p + 1}$ . Додаткове дем-

пфірування, яке забезпечується останньою складовою закону управління, підвищує декремент згасання контура демпфірування на етапі стабілізації з 0,7 до 1,0, що позитивно оцінюється пілотом. Задане значення нормального перевантаження формується за інформацією про відхилення поточного значення кута тангажа від заданого. У законі формування  $n_{y3}$  перехресний сигнал  $f(\gamma)$  забезпечує компенсацію зменшення вертикальної складової піднімальної сили при створенні крену, через що літак втрачає висоту польоту.



У горизонтальному польоті сила ваги  $G$  зрівноважується піднімальною силою  $Y_{a0}$ . При нахиленні літака ця рівновага порушується і рівнодіюча сила  $Z_G^Y$  починає викривлювати траєкторію польоту в горизонтальній площині з одночасним зниженням літака.

Для відновлення балансу сил у вертикальній площині необхідно збільшити піднімальну силу на

$\Delta Y_a$  за рахунок збільшення кута атаки літака. З умов відновлення рівноваги (рис. 19.16)

$$(Y_{a0} + \Delta Y_a) \cos \gamma = G \quad \text{або}$$

$$n_{\text{уг.п}} + \Delta n_y = \frac{1}{\cos \gamma},$$

де

$$n_{\text{уг.п}} = \frac{Y_{a0}}{G} = 1; \quad \Delta n_y = \frac{\Delta Y_a}{G}$$

– можна визначити значення компенсуючого перевантаження

$$\Delta n_y = \frac{1}{\cos \gamma} - 1 = \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}.$$

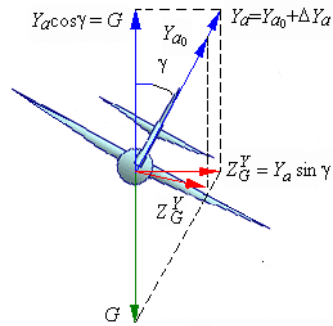


Рис. 19.17

Ця складова частіше зустрічається в законах стабілізації висоти польоту, але в деяких САУ вона присутня й в законах управління кутом тангажа. У деяких САУ, наприклад, у САУ-1Т сигнал компенсації втрати висоти при нахиленні літака формується у вигляді

$K_{\omega_y} |\omega_y|$ . При цьому вважається, що кутова швидкість розвороту виникає внаслідок створення крену й пропорційна

$$|\omega_y| = \frac{g}{V} \sqrt{1 - \cos^2 \gamma}. \quad \text{Перевага такого перехресного зв'язку – це}$$

простота його реалізації в обчислювачі САУ й відсутність необхідності корекції зі швидкості польоту, але ризикання літака за курсом в режимі плоского розвороту при наявності такого перехресного зв'язку може призвести до непередбаченого “спухання” літака з висоти.

Стабілізація кутів крену та курсу автопілотами прямої схеми, наприклад, автопілотом АП-28Л1 літака АН-24 здійснюється через канал елеронів (стабілізація нульового крену) та канал руля направлення (стабілізація заданого курсу)

$$\delta_e = K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x;$$

$$\delta_H = K_\psi (\psi - \psi_3) + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y.$$

Іздромний фільтр у колі датчика кутової швидкості відфільтровує постійну складову сигналу  $\omega_y$ , яка заважає розвороту при зміні заданого значення курсу  $\psi_3$ .

У сучасних САУ руль направлення використовується для гасіння коливань літака навколо нормальної осі та для компенсації ковзання за законами управління режиму демпфірування, а стабілізація та керування курсом здійснюється через канал елеронів за так званою перехресною схемою.

Типовим для більшості САУ є алгоритм вмикання стабілізації заданого кута крену або заданого курсу. Якщо в момент вмикання кут крену перевищує певне значення ( $5 \dots 7^\circ$ ), то вмикається стабілізація того крену, який має літак у момент вмикання. У протилежному випадку вмикається стабілізація курсу. Наприклад, закон управління каналу елеронів з двоканальним сервоприводом, схема якого приведена на рис. 19.10, може мати вигляд:

$$\delta_e = \delta_e^{\text{PAY}} + \delta_e^{\text{MT}}$$

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_e^{\text{PAY}} = \frac{T_{\phi 1} p + 1}{T_{\phi 2} p + 1} W_K(p) K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} (p_{\text{ст}}, q) W_\Phi^{\text{ВНГ}}(p) \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x$$

$$p \delta_e^{\text{MT}} = \begin{cases} 0 & \text{при } |\delta_e^{\text{PAY}}| < |\delta_e^{\text{PAY}}|^* \\ K_{\text{MT}} & \text{при } |\delta_e^{\text{PAY}}| \geq |\delta_e^{\text{PAY}}|^* \end{cases} \quad (19.9)$$

$$\text{Тут } \gamma_3 = \begin{cases} \gamma_{\text{ВМ}} & \text{при } \gamma_{\text{ВМ}} > 7^\circ \\ \frac{K_\psi (\psi - \psi_3)}{K_\gamma (T_\psi p + 1)} & \text{при } \gamma_{\text{ВМ}} \leq 7^\circ \end{cases}; W_K(p) = \begin{cases} 1 & \text{при } \gamma_{\text{ВМ}} \leq 7^\circ \\ \frac{T_K p}{T_K p + 1} & \text{при } \gamma_{\text{ВМ}} > 7^\circ \end{cases}$$

Механізм тримерного ефекту, який виконує роль повільного сервоприводу, вмикається в роботу, якщо рульовий агрегат типу РАУ вичерпав увесь свій діапазон відхилення елеронів  $\left| \delta_e^{PAU} \right| \geq \left| \delta_e^{PAU} \right|^*$ .

При  $\gamma < 7^\circ$  вмикається стабілізація того курсу, який має літак у момент вмикання. Аперіодичний фільтр  $\frac{1}{(T_\psi p + 1)}$  у колі сигналу

$(\psi - \psi_3)$  відфільтровує високочастотні коливання літака з ризикання, щоб вони не переходили у коливання крену. Передаточна функція  $W_K(p)$ , як і в законі управління (19.7), враховує конденсаторну схему узгодження в каналі крену, яка в режимі стабілізації курсу не працює.

Поліпшення точнісних характеристик забезпечує сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком. Фільтр  $\frac{(T_{\phi 2} p + 1)}{(T_{\phi 1} p + 1)}$  при

$T_{\phi 1} < T_{\phi 2}$  збільшує коефіцієнт підсилення сигналу  $(\gamma - \gamma_3)$ , що позитивно відбивається на якості управління при польоті в турбулентній атмосфері. До того ж у діапазоні частот  $1/T_{\phi 1} \dots 1/T_{\phi 2}$  у закон управління додається похідна від основного керуючого сигналу  $(\gamma - \gamma_3)$ , що підвищує стійкість контура управління.

Контур демпфірування закону управління (19.9) побудований за принципом аналогічним закону управління (19.7). Додатковий

ізодромний фільтр  $\frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1}$  у колі датчика кутової швидкості до-

зволяє позбавитись помилок стабілізації кутових положень, які виникають через методичні та інструментальні похибки датчика кутової швидкості, а смуговий фільтр  $W_\phi^{ВИГ}(p)$  перешкоджує підсиленню аероавтопружних коливань першого тону після вмикання автоматики.

У деяких системах, наприклад у САУ-1Т, після вмикання режиму стабілізації кутових положень літак приводиться до нульового кута крену після чого вмикається стабілізація курсу.

В автопілотах і в САУ, особливо це стосується важких літаків, існує можливість зміни, після вмикання режиму стабілізації кутових положень, заданих значень курсу, крену і тангажу. Для чого на пультах управління САУ існують спеціальні задатчики, наприклад, у системі САУ-1Т це рукоятки “Крен”, “Курс”, “Спуск - Подъем”. У бортової системі типу АБСУ рукоятки “Крен” і “Спуск - Подъем” знаходяться на пульті пілота, а зміна заданого значення курсу здійснюється з окремого пульта завдання курсу типу ПЗК.

На автопілотах другого та третього покоління, наприклад, в автопілотах типу АП-7мц, АП-28 (серії И, В, Ж) існували так звані стройові рукоятки, за допомогою яких пілот змінює задані значення крену та тангажу, відхиляючи ці рукоятки як звичайні важелі управління.

Система автоматичного управління відпрацьовує сигнали задатчиків, переводячи літак у нове кутове положення. При цьому реалізується управління за положенням рукоятки управління, тобто певному положенню задатчика відповідає певне кутове положення. Але в деяких системах, наприклад, в автопілоті Кремінь управління кутом тангажа здійснюється за кутовою швидкістю. Для чого сигнал з рукоятки пульта управління інтегрується і система, відпрацьовуючи зростаючий з часом керуючий сигнал, переводить літак у пікірування або кабрирування. Швидкість зміни кута тангажа залежить від кутового відхилення рукоятки. Повернення рукоятки у вихідне положення припиняє зміну кута тангажа.

На маневрених літаках пілот змінює кутове положення в режимі сумісного управління. Після припинення ручного управління, що фіксується, наприклад, зняттям зусиль з важеля управління, знову вмикається режим стабілізації кутових положень, яки задав пілот у процесі маневрування. Проте в деяких САУ таких літаків передбачена можливість змінювати задане значення курсу літака кремальєрою заданого курсу навігаційного приладу без вимикання режиму стабілізації.

### 19.3.4. Режим стабілізації барометричної висоти польоту

Режим стабілізації барометричної висоти польоту вмикається кнопкою-табло або кнопкою-лампочкою (“НБ” або “КВ”). Його доцільно вмикати з режиму стабілізації кутових положень, зокрема з режиму стабілізації кута тангажа. У деяких системах, наприклад, у системі САУ-1Т-2Б, існує директорний режим стабілізації барометричної висоти польоту.

За датчик відхилення літака від заданої барометричної висоти польоту – висоти, на якій здійснюється вмикання режиму, застосовується коректор висоти типу КВ-11, КВ-16. Як що до складу бортового обладнання входить система повітряних сигналів, то цю інформацію доцільніше отримувати саме від цієї системи.

Управління може бути реалізоване або через контур кута тангажа, або через контур нормального перевантаження. Управління висотою польоту через контур нормального перевантаження у переважній більшості краще, оскільки такий контур більш швидкодійний й ефективніше парирує вітрові збурення, але забезпечення стійкості такого контуру при відсутності у законі управління сигналу кута тангажа потребує додаткових заходів.

За приклад наведемо закон управління надзвукового маневреного літака, що реалізує управління висотою польоту через контур нормального перевантаження:

$$\delta_B = \delta_B^{\text{мп}} + \delta_B^{\text{па}}; \quad (19.10)$$

$$p\delta_B^{\text{мп}} = K_{n_y}(q)(\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + K_{\dot{n}_y}(p_{\text{ст}}, q) \frac{p}{T_\theta p + 1} \omega_z + pK_{\omega_z}(p_{\text{ст}}, q) \omega_z;$$

$$\Delta n_{y_3} = -\frac{F_{\text{гр}}}{K_{n_y}(q)} \left[ K_H \Delta H + \frac{p}{T_p + 1} (K_{\dot{\theta}}(\vartheta - \alpha) + K_{\dot{H}} \Delta H) + f(\gamma) \right];$$

$$\delta_B^{\text{па}} = K_{\omega_z}(p_{\text{ст}}, q) \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z + K_\alpha (\alpha - \alpha_3) + K_{\text{нос}} \delta_{\text{нос}}.$$

Тут управління реалізується через двоканальний сервопривод. За “повільний” сервопривод використовується механізм тримірного ефекту, що працює з швидкісним зворотним зв’язком, інтегруючи керуючий сигнал  $(\Delta n_y - \Delta n_{y_3})$  у тому числі й сигнал  $\Delta H$ , за рахунок чого забезпечується астатична стабілізація висоти польоту.

Для забезпечення структурної стійкості такого контура обов'язкова наявність у законі управління похідної з відхилення від заданої висоти (у законі зі швидкісним зворотним зв'язком це друга похідна від  $\Delta H$ ). Цю роль у законі (19.10) управління відіграє похідна від кута нахилу траєкторії, яку отримують за сигналами датчиків кута тангажа та кута атаки

$$\theta = \vartheta - \alpha.$$

Позиційну складову сигналу нормального перевантаження (у законі з швидкісним зворотним зв'язком це похідна від  $\Delta n_y$ ) отримують за сигналом датчика кутової швидкості,

$$p\Delta n_y = \frac{T_\theta p}{T_\theta p + 1} \omega_z,$$

оскільки при диференціюванні  $\Delta n_y$  сильно зростають високочастотні (шумові) складові сигналу датчика перевантаження

Відхилення руля висоти від “швидкого” рульового агрегату  $\delta_B^{pa}$ , як і у законі управління (19.8), опрацьовує сигнали контура стійкості та керованості САУ, забезпечуючи демпфірування кутових коливань, а починаючи з кута атаки  $\alpha = \alpha_z$  у роботу підключається автомат поздовжньої стійкості. Сигнал  $K_{нос} \delta_{нос}$  компенсує додаткові моменти, що виникають при випуску механізації крила, у даному випадку носків крила. При вмиканні автоматичного управління сигнал  $pK_{\omega_z}(p_{ст}, q)\omega_z$  у колі повільного сервопривода підвищує штучне демпфірування доводячи декремент згасання в контурі “літак + демпфер”  $\xi_{\alpha_d}$  до 1.0, що позитивно сприймається пілотом.

До речі, для надзвукових літаків, які мають отвори приймачів повного тиску безпосередньо на корпусі фюзеляжу, при переході на надзвукові швидкості у діапазоні  $M_{кр} < M < 1$  стабілізацію барометричної висоти польоту доцільно автоматично вимикати. Це пов'язане з можливою появою на фюзеляжі у районі приймача повного тиску стрибків згущення, що призводить до спотворення інформації про барометричну висоту польоту.

Якщо контур управління висотою реалізований на основі контура кута тангажа, то в законі управління доцільно ізодромувати

сигнал кута тангажа, наприклад, як це зроблено в автопілоті Кремень літака ЯК- 40:

$$\frac{T_{iP}}{T_{iP}+1} \delta_B = K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta P}}{T_{\vartheta P}+1} \Delta\vartheta + K_H \Delta H + K_{\omega_z} \omega_z + K_{\varphi} \frac{T_{\varphi P}}{T_{\varphi P}+1} \varphi_{ст}, \quad (19.11)$$

тут  $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_3$  відхилення кута тангажа від кута тангажа, на якому був включений режим стабілізації висоти польоту. Оскільки вмикання здійснюється у горизонтальному польоті, то  $\vartheta_3$ , це кут тангажа горизонтального польоту. В деяких системах він задається заздалегідь і дорівнює  $(2...4)^\circ$ .

Роль останньої складової закону управління (19.11) пояснювалася при розгляданні закону управління (19.5).

У деяких сучасних САУ, наприклад, літака ІЛ-96, кут тангажа горизонтального польоту перераховується при випуску та прибиранні закрилків. Це зменшує динамічну похибку стабілізації барометричної висоти на перехідних режимах.

Ізодром у колі сигналу кута тангажа забезпечує астатичну стабілізацію висоти польоту за рахунок “визволення” кута тангажа від жорсткої стабілізації при дії вітрових збурень, при скиданні вантажу, при зміні швидкості польоту, тобто при збуреннях, які потребують змінити балансуювальне положення кута тангажа.

До речі у системі САУ-1Т за схемою, що наведена на рис.19.12 ізодромуються всі не основні сигнали закону управління

$$\frac{T_{iP}}{T_{iP}+1} \delta_B = \frac{T_{iP}}{T_{iP}+1} \left( K_{\vartheta} \Delta\vartheta + K_{\omega_y} |\omega_y| + K_{\omega_z} \omega_z + K_{\varphi} \varphi_{ст} \right) + K_H \Delta H. \quad (19.12)$$

Для поліпшення якості процесів стабілізації в законі управління можуть бути присутні перша та друга похідні від сигналу відхилення  $\Delta H$ . Причому за першу похідну використовується сигнал  $V_y$ , а за другу – сигнал нормального перевантаження  $\Delta n_y$ . Наприклад, в системі управління польотом ВСУП-85, керуючий сигнал формується у вигляді

$$\vartheta_3 = K_H \Delta H + K_{V_y} V_y + K_{n_y} \Delta n_y.$$

У системі автоматичного управління САУ-4 бортової системи управління АБСУ-154 закон управління в режимі стабілізації барометричної висоти польоту реалізується із введенням інтегральної складової:

$$\delta_B = \delta_B^{pa} + \delta_B^{мет}$$

$$\delta_B^{pa} = F_{Гр}^1 \left[ K_{\vartheta} \Delta \vartheta + F_{Гр}^2 \left( K_H + \frac{K \tilde{H}}{p} + K_{\dot{H}} \frac{Tp}{Tp+1} \right) \Delta H + f(\gamma) \right] + K_{\omega_z} \omega_z$$
(19.13)

$$p \delta_B^{мет} = \begin{cases} 0 & \text{при } \left| \delta_B^{pa} \right| \leq \varepsilon \\ K_{мет} & \text{при } \left| \delta_B^{pa} \right| > \varepsilon \end{cases}$$

де  $\delta_B^{pa}$ ,  $\delta_B^{мет}$  – відхилення руля висоти “швидким” рульовим агрегатом послідовної дії та “повільним”, роль якого відіграє механізм ефекту тримера;  $\varepsilon$  – величина сигналу управління, після перевищення якого механізм ефекту тримера включається в роботу.

Як правило, керуючий сигнал закону управління обмежується (функції  $F_{Гр}^1$ ,  $F_{Гр}^2$ ), причому сигнали на кабрирування обмежуються у залежності від параметрів польоту, а сигнал на пікірування має постійне обмеження.

Складова  $f(\gamma) = \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}$  у законі управління (19.13) призна-

чена для компенсації втрати висоти при нахиленні,  $K_{\omega_y} |\omega_y|$  у законі (19.12) виконує ту саму функцію що й  $f(\gamma)$ . Докладно про ці складові ішла мова у попередньому підрозділі ( див. рис. 19.16).

### 19.3.5. Режим стабілізації приладної швидкості польоту та числа М

Управління швидкістю може бути реалізоване через канал руля висоти або автомат тяги. Вмикання режиму здійснюється з єдиного пульта управління САУ як, наприклад, в САУ-1-Т-2Б, іноді автомат тяги має окремий пульт управління, наприклад, автомат тяги АТ-4 бортової системи управління АБСУ-154. Для цього на пультах управління є кнопки “Vпр” (“М”) або “стаб.V” “стаб.М”.

Для каналу руля висоти закони управління та їхня схемна реалізація не відрізняється від режиму стабілізації барометричної



висоти, тільки замість сигналу  $\Delta H$  використовується сигнал  $\Delta V = V - V_3$  ( $\Delta M = M - M_3$ ).

За датчик відхилення приладної швидкості від заданої можуть бути використані датчики типу КЗСП (коректор-задатчик швидкості приладної), принцип дії якого аналогічний дії коректора висоти, або система повітряних сигналів.

Як приклад наведемо закони управління каналу руля висоти системи автоматичного управління САУ-1Т:

– режим стабілізації приладної швидкості

$$\frac{T_{ip}}{T_{ip+1}} \delta_B = \frac{T_{ip}}{T_{ip+1}} \left( K_g \vartheta + K_{\omega_y} |\omega_y| + K_{\omega_z} \omega_z + K_{\varphi_{ст}} \right) + K_V \Delta V;$$

– режим стабілізації числа М

$$\frac{T_{ip}}{T_{ip+1}} \delta_B = \frac{T_{ip}}{T_{ip+1}} \left( K_g \vartheta + K_{\omega_y} |\omega_y| + K_{\omega_z} \omega_z + K_{\varphi_{ст}} \right) + K_M \Delta M.$$

Порівняйте ці закони з законом (19.12) режиму стабілізації барометричної висоти польоту.

У цієї системі задане значення швидкості  $V_3$  або числа  $M_3$  не змінюється й дорівнює тому значенню, на якому відбулося вмикання режиму стабілізації.

Аналогічний підхід до режимів стабілізації швидкості польоту та числа М з використанням схемної реалізації режиму стабілізації барометричної висоти польоту здійснюється в бортових системах управління АБСУ-154 (див. закон управління 19.21) або АБСУ-145м. Наприклад, у системі АБСУ-145 управління реалізується за схемою двоканального сервоприводу, що приведений на рис. 19.11. Закон управління має вигляд:

$$\begin{aligned} \delta_B &= \delta_B^{pa} + \delta_B^{MT}; \\ \delta_B^{pa} &= F_{ГР} \frac{T_{\phi 1 p + 1}}{T_{\phi 2 p + 1}} \left( K_V \Delta V + K_g \frac{T_g p}{T_g p + 1} \vartheta + W_\gamma(p) \right) + \\ &+ K_{\omega_z} \omega_z + F(\delta_{зак}) + \frac{K_{n_y}}{T_{n_y} p + 1} \Delta n_y + K_{x_B} \Delta x_B; \\ p \delta_B^{MT} &= F_{ГР} \frac{T_{\phi 1 p + 1}}{T_{\phi 2 p + 1}} \left( K_V \Delta V + K_g \frac{T_g p}{T_g p + 1} \vartheta + W_\gamma(p) \right), \end{aligned} \tag{19.14}$$

Призначення більшості складових закону управління (19.14) оговорено при розгляданні закону управління (19.6). Як і в законі управління (19.6), повільний сервопривод, за який використовується механізм тримерного ефекту, відпрацьовує низькочастотну складову керуючого сигналу, але ця складова в даному законі управління забезпечує стабілізацію швидкості польоту. Складова  $W_{\gamma}(p)$  забезпечує компенсацію втрати висоти при нахиленні літака. Управління реалізується з використанням контуру тангажа, причому у колі сигналу  $\vartheta$  встановлюється ізодромний фільтр для поліпшення точності стабілізації швидкості польоту.

Природно, що управління швидкістю польоту через канал руля висоти потребує змінювати висоту польоту для витримування заданої швидкості. Управління швидкістю польоту без зміни висоти забезпечує канал автомата тяги.

Автомат тяги забезпечує стабілізацію швидкості польоту за рахунок зміни тяги двигуна, при цьому виконавчі механізми автомата тяги переміщують безпосередньо РУД (рукоятки управління двигунами). Управління двигуном повинно бути плавне з використанням повільних сервоприводів. У таких приводах доцільно реалізовувати швидкісні зворотні зв'язки, для забезпечення потрібних точнісних характеристик контурів стабілізації заданої швидкості польоту. Детально це обговорюється у 16 главі при розгляданні теоретичних основ побудови таких контурів управління.

При необхідності використання крайніх режимів роботи двигуна ("Малий газ", "Максимал.", "Форсаж") ці команди, що формуються в САУ, можуть безпосередньо подаватися в систему автоматики авіаційного двигуна, обминаючи виконавчий механізм автомата тяги, або існують спеціальні режими автомата тяги, які реалізують ці команди.

Як приклад режиму стабілізації приладної швидкості польоту можуть бути приведені закони управління :

– АТ системи автоматичного управління САУ-1Т-2Б

$$p\delta_{сг} = \frac{1}{T_{\phi}p+1} \left[ K_V \Delta V + \frac{p}{T_1 p+1} (K_V \Delta V + K_{n_x} n_x + K_{\vartheta} \vartheta) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p+1} \omega_z \right]; \quad (19.15)$$

– АТ- 4 бортової системи управління АБСУ-154

$$p\delta_{ст} = \frac{1}{T_{\phi}p+1} \left[ K_V \Delta V + \frac{p}{T_1 p+1} K_V \dot{\Delta V} + W_{\vartheta}(p) \vartheta \right]; \quad (19.16)$$

тут  $\Delta V = V - V_3$  – основний керуючий сигнал, причому в деяких автоматах тяги, наприклад, в АТ-4 пілот може змінювати  $V_3$  – задане значення швидкості польоту. Позиційну складову основного керуючого сигналу ( у законі управління зі швидкісним зворотним зв’язком це похідна від  $\Delta V$  ) отримують шляхом диференціювання. Аперіодичний фільтр зі сталою часу  $T_{\phi}$  забезпечує плавність зміни керуючих сигналів.

У законі (19.15) застосовують додаткові заходи, щодо поліпшення якості перехідних процесів за рахунок введення в закон управління сигналу похідної. У законі управління з швидкісним зворотним зв’язком це друга похідна від  $\Delta V$ , яка формується шляхом диференціювання сигналу  $n_x$ , оскільки подвійне диференціювання сигналу  $\Delta V$  значно збільшує рівень високочастотних завад. Розбіжність вимірювальної осі датчика перевантаження і осі  $OX$  швидкісної системи координат враховується додатковим сигналом  $K_{\vartheta} \vartheta$  (у горизонтальному польоті при  $\theta = 0$  кут тангажа дорівнює куту атаки).

Останні складові законів управління (19.15), (19.16) реалізують комбіноване управління швидкістю польоту і кутом тангажа. При цьому зміна швидкості польоту через зміни кута тангажа попереджається додатковими переміщеннями РУД. Докладно про комбіноване управління швидкістю польоту і кутом тангажа викладене у підрозд.15.4.

Автомат тяги вмикається або з пульта управління САУ, або з окремого пульта автомата тяги.

### 19.3.6. Режим приведення до горизонту

Режим приведення до горизонту необхідний, якщо пілот втратив просторову орієнтацію, наприклад, при польоті у хмарах.

У каналі елеронів цей режим являє собою комбінацію режиму стабілізації нульового кута крену, з подальшим вмиканням ста-

білізації курсу, після виходу літака у зону малих кутів крену  $|\gamma| < (6...7)^\circ$ .

У каналі руля висоти – це комбінація режиму стабілізації кута тангажа горизонтального польоту, з подальшим вмиканням стабілізації барометричної висоти.

Інколи замість стабілізації кута тангажа горизонтального польоту літак приводиться до нульового кута нахилу траєкторії.

Як правило існує півтора –, двохсекундна затримка на вмикання каналу руля висоти, за цей період невизначеність з кута крену при перевернутому польоті зникає. Додаткова двох –, трисекундна затримка на вмикання режиму стабілізації барометричної висоти враховує перерегулювання з кута нахилу траєкторії на етапі виходу на усталену висоту польоту.

Для маневрених літаків при значних кутах крену енергійність маневру для виведення літака в зону малих кутів збільшується за рахунок або зменшення демпфірування, або збільшення позиційного сигналу  $K_\gamma \gamma$ . При виході літака з крену у певну зону значення передаточних чисел відновляються. При наявності невизначеності в просторовій орієнтації літака з крену  $\gamma = 180^\circ$  маневр починається, як правило, на праве півкрило.

Для важких літаків, навпаки, за допомогою спеціальних заходів, забезпечується плавність приведення літака до горизонту. Наприклад, в АБСУ-145 це система стеження пульта керування, яка за аперіодичним законом змінює задані кути крену та тангажа від вихідних, які були в момент вмикання режиму приведення до кінцевих, ( $\gamma = 0$ ;  $\vartheta = \vartheta_{гп}$ ). Система автоматичного управління забезпечує опрацювання змінюваних з часом заданих кутів, приводячи літака до горизонту.

### **19.3.7. Режим автоматичного та директорного управління при польоті за маршрутом**

Режим польоту за маршрутом вмикається з пульта управління САУ. Існують різні варіанти вмикання цього режиму. Найбільш зрозумілий варіант – це звичайна кнопка-лампочка, або кнопка-табло "Маршрут", або кнопки з іншими назвами, наприклад, "Програма-бок". У деяких системах, наприклад, літака АН-22 вмикан-

ня польоту за маршрутом здійснюється галетним перемикачем режимів, шляхом встановлення його у положення “Навігація” і подальшим вмиканням режиму кнопкою лампочкою “Гориз”.

Після вмикання режиму політ за маршрутом САУ, як правило (в основному це стосується маневрених літаків), переходить у директорний режим роботи; для автоматичного управління необхідно додатково натиснути кнопку “Авт. Упр.”

Відомі такі методи управління бічним рухом літака при польоті за маршрутом: курсовий, шляховий, маршрутний. Закони управління для різних методів маршрутного польоту докладно розглядалися в підрозд. 17.2. Формування законів управління може здійснюватися або в обчислювачі САУ, або в центральному обчислювачі навігаційного комплексу. Реалізація курсового способу польоту за маршрутом, як правило, здійснюється в обчислювачі САУ, при цьому закони управління не відрізняються від законів управління режиму стабілізації курсу, тільки задане значення курсу або надходить з обчислювача навігаційного комплексу (формується радіотехнічними засобами навігації типу РСДН, РСБН), або вводиться пілотом (штурманом) з пультів керування; іноді для цих цілей використовується кремальєра заданого курсу приладів НПП-72 (НПП).

Управління реалізується через контур крену, при цьому задане значення кута крену, яке формується за інформацією про відхилення літака від заданого курсу, обмежується. Величина обмеження залежить від типу літака. Для важких літаків величина обмеження складає  $\pm 30^\circ$ . Наприклад, у системі автоматичного управління САУ-1Г-2Б реалізується закон управління вигляду

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x$$

$$\text{де } \gamma_3 = F_{\text{ГР}} \frac{K_\psi}{K_\gamma} \frac{\psi - \psi_3}{T_\psi p + 1}.$$

Сигнал  $\frac{\psi - \psi_3}{T_\psi p + 1}$  формується, як правило, на системах сте-

ження навігаційного приладу типу НПП.

Фільтр у колі сигналу  $(\psi - \psi_3)$  виключає можливість надходження високочастотної складової руху рискання в канал елеронів.

Аналогічним образом реалізується шляховий спосіб польоту за маршрутом, тільки поточне значення шляхового кута формується за інформацією про поточне значення курсу та кута знесення. Інформація про кут знесення надходить з доплеровського вимірника швидкості та кута знесення типу ДИСС.

Якщо формування керуючих сигналів здійснюється в обчислювачі навігаційного комплексу, то в САУ надходить вже сформоване значення заданого кута крену, а вибір способу польоту за маршрутом здійснюється в навігаційному комплексі.

При реалізації маршрутного методу для формування закону управління необхідна інформація про величину бічного відхилення літака від заданої лінії шляху  $z$ . Ця інформація, а також інформація про швидкість зміни величини бічного відхилення  $pz$  може надходити навігаційних обчислювачів типу АНУ, НВУ, ЦНВУ, а в сучасних пілотажно-навігаційних комплексах вона отримується на основі інформації інерціальної навігаційної системи.

Закон управління може формуватися безпосередньо в обчислювачі САУ. Наприклад, в бортовій системі управління АБСУ-154 закон управління в режимі НВУ формується підсистемою траекторного управління СТУ-154 у вигляді

$$\delta_e = K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x,$$

де  $\gamma_3 = F_{\Gamma p}^z K_z \Delta z + F_{\Gamma p}^z K_z p \Delta z$ ;  $F_{\Gamma p}^z$ ,  $F_{\Gamma p}^z$  – функції обмеження, призначення яких детально розглядалося у підрозд. 17.2.

Аналогічно формується закон управління в системі автоматичного управління САУ-1Т. Сигнал похідної у законі управління забезпечує структурну стійкість контура управління.

Заданий кут крену може формуватися також в обчислювачі навігаційного комплексу й потім надходити в САУ, як, наприклад, у системі АБСУ-145м:

$$\delta_e = \frac{T_p + 1}{T_p} K_\gamma(\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p + 1}{T_{\omega_x} p} \omega_x, \quad (19.17)$$

тут залежно від режиму роботи навігаційного комплексу  $\gamma_3$  може формуватися для реалізації або курсового, або шляхового, або маршрутного методу польоту за маршрутом.

Закон управління (19.17) використовується й в режимі стабілізації заданого кута крену та заданого курсу. Підвищення точності управління забезпечується інтегруванням основного керуючого сигналу за схемою, що наведена на рис. 19.2, г. Оскільки при стабілізації кута крену задане значення  $\square\square z$  може змінюватися з пульта керування, то для виключення перерегулювань на етапі виходу літака на заданий кут крену інтегральна складова закону управління компенсується інтегральною складовою кутової швид-

$$\text{кості } K_{\omega_x} \omega_x (T_{\omega_x} p)^{-1} .$$

На директорні стрілки приладу ПКП-72 (КПП) надходять сформовані в обчислювачі САУ за законами, аналогічними законам управління автоматичного режиму, командні сигнали. На стрілки положення залежно від способу польоту за маршрутом надходить інформація про відхилення від заданого курсу, від заданого шляхового кута, або про величину бічного відхилення від ЛЗШ. У деяких системах, наприклад, в САУ-1Т, в АБСУ-154 директорного режиму управління при польоті за маршрутом не існує.

У вертикальній площині при польоті за маршрутом стабілізується барометрична висота польоту, виконується набір висоти або зниження. Детально про автоматичне управління поздовжнім рухом літака на етапі маршрутного польоту викладається в підрозд. 17.3.

Вмикання режимів вертикального маневрування здійснюється з пульта управління САУ. Наприклад, на літаках ТУ-204 і ІЛ-96 обчислювальна система управління польотом ВСУП-85 має режими: “Вертикальна навігація”, “Вертикальна швидкість” і “Вихід на ешелон”, які вмикаються кнопкою-таблом “Вертикальна навігація”. Залежно від режиму роботи навігаційного комплексу – обчислювальної системи літаководіння типу ВСС реалізується автоматичне управління на етапах набору висоти та зниження. При цьому в навігаційному комплексі розраховується за певними алгоритмами задане значення вертикального прискорення, яке відпрацьовується САУ. Аналогічним образом вмикається режим вертикального маневрування в САУ-1Т: перемикач режимів встановлюється у положення “Навігація” з подальшим вмиканням режиму кнопкою-лампочкою “Вертикал”.

### 19.3.8. Режим автоматичного та директорного управління при заході на посадку

Режим заходу на посадку вмикається автоматично з режиму польоту за маршрутом, коли літак входить у зону дії курсового радіомаяка. При цьому на пульті керування САУ спалахує кнопка-лампочка “Заход”. У поздовжньому каналі продовжується режим стабілізації барометричної висоти польоту – висоти кола.

При виході на незапрограмований аеродром режим заходу на посадку вмикається вручну, натисканням відповідної кнопки вмикання режиму. Вхід літака в зону дії курсового маяка сигналізується закриттям бленкера “К” на покажчику ПНП-72 (НПП).

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

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_\varepsilon = \frac{1}{T_\phi p + 1} \left( K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + \frac{p}{T_{\phi 2} p + 1} K_{\dot{\varepsilon}_k} \dot{\varepsilon}_k \right) + F_\psi \Delta\psi + K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x, \quad (19.18)$$

де  $F_\psi$  – функція з зоною нечутливості  $\pm 17^\circ$ .

Сигнал  $\Delta\psi = \psi - \psi_{зпс}$  у законі управління ізодромується або взагалі відключається, як у законі управління (19.18), 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 парирувати вітрові збурення розворотом на вітер, утримуючи центр мас на рівносигнальній 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

$$\gamma_z = F_{\gamma}^{\gamma} \left( K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} K_{\dot{\varepsilon}_k} \dot{\varepsilon}_k \right) + K_\psi F_\psi \Delta\psi + K_\psi F_\psi \frac{p}{T_\psi p + 1} \Delta\psi, \quad (19.19)$$



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

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

Точнісні 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 (19.18).

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

Після перетину літаком площини глісади канал руля висоти перемикається на режим зниження по глісаді. Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад, кнопки-табло “Заход прод.”, або згасанням кнопки-лампочки “КВ” (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер “Г” на лицьовій панелі приладу ПНП-72 (НПП) закривається.

Для форсованого виходу літака на глісаду зниження у закон управління деяких систем управління підключається сигнал  $\Theta_{Г}$ , який у момент перетину літаком глісади надходить на руль висоти, переводячи літак у режим зниження. Ізодромна ланка в колі цього сигналу поступово онулює його й у подальшому літак утримується на глісаді основним керуючим сигналом  $\epsilon_{Г}$  – відхиленням літака від рівносигнальної зони глісадного радіомаяка (ГРМ). Наприклад, закон управління системи автоматичного управління літака з двоканальним сервоприводом типу “РАУ+МП” (див. рис. 19.10) має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^{МП} + \delta_B^{РАУ};$$

$$p\delta_B^{МП} = \begin{cases} 0 & \text{при } \delta_B^{РАУ} < \left| \delta_B^{*РАУ} \right| \\ K_{МП} & \text{при } \left| \delta_B^{РАУ} \right| \geq \left| \delta_B^{*РАУ} \right| \end{cases};$$

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B^{\text{PAV}} = \frac{1}{T_\phi p + 1} \left( K_{\varepsilon_r} \varepsilon_r + \frac{K_{\varepsilon_r} p}{T_\phi p + 1} \varepsilon_r \right) + W_9(p) \mathfrak{S} + \frac{T_\Theta p}{T_\Theta p + 1} \Theta_r + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z$$

Як і в бічному каналі для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигнал  $\varepsilon_r$  фільтрується, а для підвищення точності стабілізації літака на глісаді планерування сигнал кута тангажа ізодромується, забезпечуючи можливість парировати шляхом зміни кута тангажа вертикальні вітрові збурення, а також змінювати кут тангажа на етапі виходу на глісаду. Для забезпечення структурної стійкості контура в закон управління вводиться похідна  $p\varepsilon_r$ . Ізодромування кута тангажа може здійснюватися через фільтр першого порядку  $W_9(p) = K_9 \frac{T_9 p}{T_9 p + 1}$ , або через фільтр другого порядку

$$W_9(p) = K_9 \frac{p(a_2 p^2 + a_1 p + 1)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}$$

Докладно про фільтри різної структури викладається в підрозд. 19.2.

У деяких системах для компенсації збурень, що виникають при випуску механізації та шасі передбачаються додаткові сигнали.

Особливістю контурів управління заходом на посадку є їхня не стаціонарність. Для врахування цієї особливості при заході на посадку за інформацією системи посадки СП-50 у законах управління передбачається корекція керуючих сигналів. Особливо сильно не стаціонарність проявляється у поздовжньому каналі, оскільки глісадний радіомаяк розташовується у районі точки приземлення літака, а курсовий маяк КРМ приблизно за 1 км від кінця ЗПС. Тому саме в поздовжньому каналі заходам забезпечення стійкості контурів приділяється значна увага.

Основний засіб збереження стійкості контура – це зменшення коефіцієнта підсилення сигналу  $\varepsilon_r$  в міру наближення літака до ГРМ. Цього можна досягти вимірюванням дальності від літака до ГРМ, але система СП-50 не має дальномірного каналу, тому інформацію про дальність до ГРМ отримують опосередковано.

Найбільш просто корекція реалізується двократною зміною коефіцієнта підсилення при прольоті літаком дальнього (ДПРМ) та ближнього (БПРМ) приводу, така корекція реалізована у системах автоматичного управління першого покоління.

Може бути реалізована корекція за часом польоту по глісаді. При цьому моменти корекції уточнюються залежно від умов заходу на посадку та від характеристик глісадного маяка, зокрема від крутості глісади. Для чого до перетину літаком глісади вимірюється швидкість зміни  $\varepsilon_r$ , яка несе інформацію про швидкість польоту літака, про висоту перетину глісади, про крутість глісади. Якщо літак заходить на посадку на стандартний глісадний маяк, на стандартній висоті, зі стандартною швидкістю, моменти корекції також стандартні. При зміні цих умов, тобто якщо  $p\varepsilon_r \neq (p\varepsilon_r)^*$  - де  $(p\varepsilon_r)^*$  - певна стандартна швидкість зміни сигналу глісадного радіомаяка, то моменти корекції змінюються. Така корекція реалізована у системі траекторного управління "Борт-45" бортової системи управління АБСУ-145м. Причому корекції підлягає тільки передаточне число  $K_{\varepsilon_r}$ , докладно про переваги і недоліки корекції тільки передаточного числа  $K_{\varepsilon_r}$  викладається у підрозд. 18.2.2, де розглядається теорія побудови контурів управління заходом на посадку.

У деяких системах, наприклад, в САУ-ІТ, інформацію про дальність до глісадного радіомаяка отримують побічно за інформацією про поточну істинну висоту польоту. При цьому вважається, що літак знаходиться на глісаді, а рельєф у районі аеродрому в напрямку ЗПС плоско-рівнинний. Корекція реалізується за інформацією від радіовисотоміра.

І наприкінці, інформацію про дальність до глісадного маяка отримують з використанням процедури ідентифікації. Для цього в обчислювачі САУ створюють математичну модель процесу заходу на посадку, яка у загальному вигляді може бути подана як функція  $\ddot{\varepsilon}_r = f(\ddot{H}, V, L)$ , інформація  $\ddot{\varepsilon}_r$  використовується як найбільш інформативна. Порівнюючи інформацію  $\hat{\varepsilon}_r$  математичної моделі й інформацію  $\ddot{\varepsilon}_r$  самого процесу заходу на посадку отримують оцін-

ку  $\Delta = \ddot{\varepsilon}_r - \hat{\varepsilon}_r$ . Змінюючи в математичній моделі параметр  $L$  – дальність до глісадного маяка, добиваються мінімізації цієї оцінки, а отримане в наслідок такої процедури значення  $L$  використовується для корекції основного керуючого сигналу.

Характеристики сучасних радіомаяків типу MLS дозволяють створювати бортові системи управління, що забезпечують повністю автоматичне приземлення літака за III категорією ІКАО. Однак цьому заважає наявність радіозавод і викривлень рівносигнальних зон, які обумовлюються складовими додаткового випромінювання від нерухомих або рухомих об'єктів. Для подавлення цих завод в існуючих системах заходу на посадку використовують фільтрацію сигналів радіотехнічних систем, в сучасних системах ця проблема розв'язується шляхом комплексної обробки інформації курсоглісних приймачів й інерціальної системи для формування сигналів лінійного відхилення від траєкторії заходу на посадку та швидкості його зміни. При цьому забезпечується більш ефективно подавлення радіозавод та вітрових збурень без внесення запізнювання в отриману інформацію. За таким принципом побудований режим заходу на посадку в системі управління ВСУП-85 літаків ІЛ-96-300, ТУ-204.

На відміну від існуючих вітчизняних систем заходу на посадку ВСУП-85 у поздовжньому каналі здійснює управління не за кутом тангажа, а за вертикальним прискоренням. Це дозволяє поліпшити точність стабілізації при змінах конфігурації літака, швидкості польоту, а також при дії на літак вітрових збурень.

Сигнал вертикальної швидкості використовується для демпфірування (в існуючих системах демпфірування здійснюється сигналом похідної від  $\varepsilon_r$  – основного джерела завод).

Алгоритм управління заходом на посадку в бічному каналі системи ВСУП-85 передбачає три функції: “Вихід на курсову зону”, “Стабілізацію курсової зони” і “Доворот – пробіг”.

Основні вимоги при виході на курсову зону, яке реалізується за законом управління (19.19), це мінімум часу та перерегулювання в границях обмежень на кут і кутову швидкість крену. На етапі стабілізації курсової зони забезпечується мінімум похибки. Функція “Доворот” потребує зведення до мінімуму похибки бічної

складової швидкості та положення літака при приземленні з одночасною мінімізацією кутової похибки  $\psi - \psi_{ЗПС}$  при крені, що наближується до нуля. На етапі "пробігу" мінімізується похибка стабілізації літака на осі ЗПС.

Режим вмикається при натисненні на пульті керування САУ кнопок "Посадка" або "Курс. зона", а також автоматично від обчислювальної системи літаководіння типу ВСС. Для реалізації автоматичного управління потрібно додатково натиснути кнопку "АП".

Управління при виході на курсову зону реалізується відповідно до закону управління (19.19).

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

$$\gamma_z = F_\gamma \left( K_z \frac{(z + K_{\phi K} p z)}{T_{\phi K} p + 1} + K_{\dot{z}} p z \right) + K_\psi F_\psi \Delta\psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta\psi. \quad (19.20)$$

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

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

тут  $L_{\text{кг}}$  – відстань між КРМ і ГРМ, що дорівнює 3700 м;  $L_{\text{грм}}$  – дальність до глісадного маяка, яка обчислюється за формулою

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

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  $F_\gamma$  сигналу  $\gamma_z$  в законі управління;  $\Theta_\Gamma$  – стандартний кут нахилу глісади планерування

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

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

Сигнал похідної  $\dot{z}$  формується за двома вітками: низькочастотною та високочастотною.

У високочастотній вітці сигнал швидкості  $\dot{z}_1$  отримують шляхом диференціювання  $z$

$$\dot{z}_1 = \frac{p}{T_z p + 1} z.$$

Потім сигнал  $\dot{z}_1$  обмежується і надходить на вхід фільтра з передаточною функцією  $\frac{1}{T_a p + 1}$  (стала часу  $T_z$  набагато менше в порівнянні зі сталою часу  $T_a$ ).

На частотах нижче  $\frac{1}{T_a}$  сигнал швидкості  $\dot{z}_1$  пропускається, а при більш високих послаблюється. Таким чином фільтрується високочастотна завада КРМ і виділяється сигнал  $\dot{z}_1^k$ .

У низькочастотній вітці сигнал  $\dot{z}_2$  наближено зв'язується з відхиленням шляхового кута від курсу ЗПС співвідношенням

$$\dot{z}_2 \cong -\frac{\Delta\Psi}{57,3} V_x.$$

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

Результуючий сигнал швидкості відхилення від курсової зони

$$\dot{z}_k = \dot{z}_1^k + \dot{z}_2^k = \dot{z}_1 \frac{1}{T_a p + 1} + \dot{z}_2 \frac{T_a p}{T_a p + 1} = \dot{z}$$

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

Сигнал  $\dot{z}_k$  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 (19.20)). Таким чином,

корисний сигнал пропускається без спотворень, а завада курсового маяка, особливо високочастотна, фільтрується.

При посадці в умовах стаціонарного бічного вітру повздовжня 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 стабілізації нульового кута крену. Алгоритм “Доворот” підключається в роботу на висоті 1...1,5 м. За основний інформаційний засіб наведення на вісь ЗПС на етапах “довороту” і “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 може бути поданий у вигляді

$$\begin{aligned} \delta_n = & \frac{1}{T_{\varepsilon_k} p + 1} \left( K_{\varepsilon_k} + \frac{K_{\dot{\varepsilon}_k}}{p} \right) \varepsilon_k + K_{\psi} \frac{T_{\psi} p}{T_{\psi} p + 1} (\psi - \psi_{зис}) + \\ & + K_{\omega_y} p \psi + \left( K_{n_z} + \frac{K_{\dot{n}_z}}{p} \right) \frac{n_z}{T_{n_z} p + 1} \end{aligned}$$

Оразу після вмикання режиму “Доворот” літак енергійно розвертає поздовжню вісь за напрямком ЗПС, у подальшому перевага віддається астатичній стабілізації центра мас на осі ЗПС (на

рівносигнальній зоні КРМ), а сигнал  $\psi - \psi_{зпс}$  поступово онулюється через ізодромну ланку, але літак за цей час вже повинен торкнутися ЗПС. Сигнал бічного прискорення використовується для демпфірування руху центра мас на етапі пробігу, а інтегровальна складова забезпечує парировання дії бічного вітру.

Алгоритм автоматичного управління поздовжнім рухом системи ВСУП-85 формує команду прискорення, яка порівнюється з сигналом прискорення, що надходить з інерціальної навігаційної системи. Керуючий сигнал формується за відхиленням заданого та поточного прискорення. Управління за прискоренням дозволяє суттєво поліпшити пілотування при дії вітрових збурень. Керуючий сигнал заданого вертикального прискорення обчислюється за формулою

$$a_{узад} = K_{\dot{H}} \Delta \dot{H}_{\Gamma}^* + \Delta \sigma,$$

тут  $\Delta \dot{H}_{\Gamma}^* = \dot{H} - \dot{H}^*$  різниця між оцінкою вертикальної швидкості й розрахованим значенням цього параметра на глісаді

$$\dot{H}^* = \frac{\Theta_{\Gamma}}{57,3} V_x,$$

де  $H^*$  – розраховане значення вертикальної швидкості на глісаді;

$V_x$  – шляхова швидкість, що отримують з інерціальної системи;

$\Theta_{\Gamma}$  – стандартний кут нахилу глісади планерування ( $\Theta_{\Gamma} = 2,75^\circ$ );

$\Delta \sigma$  – задана зміна вертикальної швидкості.

Задана зміна вертикальної швидкості отримується за формулою

$$\Delta \sigma = K_{\varepsilon_{\Gamma}} \left( \frac{\varepsilon_{\Gamma}(H) + K_{кс} \Delta \dot{H}_{\Gamma}^*}{T_{\varepsilon_{\Gamma}} p + 1} \right) + \frac{K_{\tilde{\varepsilon}_{\Gamma}}}{p} \varepsilon_{\Gamma}(H),$$

тут  $\varepsilon_{\Gamma}(H)$  – сигнал відхилення літака від глісади, який коректується, або залежно від дальності до глісадного маяка в системах посадки MLS, або залежно від істинної висоти польоту в системах посадки ILS.

Фільтрація сигналу  $\varepsilon_{\Gamma}(H)$  здійснюється за допомогою апериодичного фільтра I-го порядку  $\frac{1}{T_{\varepsilon_{\Gamma}} p + 1}$ . Запізнення що вносить-



ся фільтром компенсується сигналом вертикального прискорення  $K_{\text{кc}} \Delta \dot{H}_{\Gamma}^*$ . Одночасно з сигналом  $\varepsilon_{\Gamma}(H)$  у кола формування заданої зміни вертикальної швидкості підключається інтегральна складова. Введення інтегральної складової закон управління забезпечує астатичну стабілізацію літака на площині глісади. У результаті закон формування заданого вертикального прискорення набуває вигляду

$$a_{y_{\text{зад}}} = K_{\varepsilon_{\Gamma}} \left( \frac{\varepsilon_{\Gamma}(H) + K_{\text{кc}} \Delta \dot{H}_{\Gamma}^*}{T_{\varepsilon_{\Gamma}} p + 1} \right) + \frac{K_{\tilde{\varepsilon}_{\Gamma}}}{p} \varepsilon_{\Gamma}(H) + K_{\dot{H}} \dot{\Delta \dot{H}_{\Gamma}^*}.$$

Алгоритм системи ВСУП-85 передбачає три режими роботи, які об'єднані в режим посадки: “Вихід на глісаду”, “Стабілізація на глісаді” і “Вирівнювання”.

“Вихід на глісаду” вмикається автоматично з початковими умовами, які забезпечують аперіодичний процес входження літака на глісаду. Форсований вихід на глісаду забезпечується сигналом

$$\dot{H}^* = \frac{\Theta_{\Gamma}}{57,3} V_x.$$

Автоматичне вирівнювання починається з висоти  $H = 15$  м при виконанні умови перевищення керуючого сигналу алгоритму “Вирівнювання” понад сигналом алгоритму “Стабілізація на глісаді”. Вирівнювання здійснюється за траєкторії експоненти. Глибина залягання експоненти під ЗПС залежить від типу літака і для ИЛ-96-300 складає 3,2 м., а для ТУ-204 – 3,5 м. Докладно теорія побудови контурів управління повздовжнім рухом на етапі приземлення викладається в підрозд. 18.3.

Алгоритм формування заданого прискорення на етапі вирівнювання має вигляд

$$a_{y_{\text{зад}}} = - \left[ K_H (H_{\Pi} + H_{\text{ac}}) + K_{V_y} \frac{pH + T_{\dot{H}} a_y}{T_{\dot{H}} p + 1} \right],$$

де  $H_{\Pi}$  – поточна висота польоту;  $H_{\text{ac}}$  – глибина залягання експоненти під ЗПС.

Алгоритм забезпечує стабілізацію заданої вертикальної швидкості зниження літака. При формуванні сигналу поточної висоти  $H_{\Pi}$  використовують інформацію радіовисотоміра. В алгоритмі визначення  $H_{\Pi}$  використовується сигнал шляхової швидкості, це

суттєво зменшує розкид висоти початку вирівнювання та точки дотику до ЗПС при дії градієнтного вітру. Поточне значення вертикальної швидкості отримують шляхом диференціювання сигналу радіовисотоміру. Високочастотні радіотехнічні завади фільтруються аперіодичним фільтром, а запізнення, що вноситься фільтром компенсується сигналом вертикального прискорення.

Обчислювальна система ВСУП-85 забезпечує автоматичне переведення літака з траєкторії зниження по глісаді на траєкторію набору висоти та швидкості при вмиканні режиму “Уход на друге коло”. При реалізації цього режиму операції щодо прибирання шасі та закрилків виконує екіпаж літака.

Алгоритм управління в повздовжньому каналі формує керуючий сигнал для відпрацювання заданого кута нахилу траєкторії  $\Theta_z$ , який залежить від кількості справних двигунів (зменшується при їх відмовах), а також від положення закрилків. Закрилки прибираються екіпажем у два етапи: з посадкового положення до злітного і зі злітного положення до крейсерського. Перше прибирання закрилків починається одразу після вмикання режиму, друге починається на швидкості  $V_{пр} = 330 \text{ км/год}$ .

Одночасно формується команда для обчислювача системи управління тягою ВСУТ-85. Керуючий сигнал, що надходить у цю систему залежить від положення закрилків, від заданого кута нахилу траєкторії, від заданої приладної швидкості, яка в свою чергу також залежить від положення закрилків. Таким чином реалізується залежність керуючого сигналу від заданого кута нахилу траєкторії та від темпу розгону літака. ВСУТ-85 формує керуючий сигнал для пересування РУД зі заданою швидкістю, яка обмежується величиною  $15^\circ/\text{с}$ .

У бічному каналі при виході на друге коло ВСУП-85 забезпечує стабілізацію нульового кута крену при  $H \leq 15 \text{ м}$  і стабілізацію  $\Delta\psi = \psi - \psi_{зпс}$  при  $H > 15 \text{ м}$ .

В системі управління польотом ВСУП-85 передбачений директорний режим зльоту. У режимі зльоту в бічній площині до моменту відриву літака від ЗПС забезпечується стабілізація курсу ЗПС, а після відриву – стабілізується заданий шляховий кут. Передбачається такий закон формування сигналу управління  $\delta_{упр}$ :

– до висоти  $H=10$  м

$$\delta_{\text{упр}} = W_{\text{стр}}(p) \left( K_{\Psi}(\Psi - \Psi_{\text{зпс}}) + F \frac{K_{\epsilon_k} p}{Tp + 1} \epsilon_k + K_{n_z} n_z \right),$$

де  $F = \begin{cases} 1 & \text{до відриву від ЗПС} \\ 0 & \text{після відриву від ЗПС} \end{cases};$

– після досягнення висоти  $H=10$ м

$$\delta_{\text{упр}} = W_{\text{стр}}(p) K_{\Psi}(\Psi - \Psi_{\text{зпс}}) .$$

До моменту відриву від ЗПС цей сигнал пілот відпрацьовує переміщенням руля направлення (канал елеронів забезпечує стабілізацію нульового кута крену), а після відриву і набору висоти  $H = 10$  м керуючий сигнал – відхилення кута шляху від кута шляху ЗПС ( $\Psi - \Psi_{\text{зпс}}$ ) відпрацьовується переміщенням елеронів (руль направлення переходить у режим демпфірування). Похідна відхилення центра мас від рівносигнальної зони курсового маяка  $p\epsilon_k$ , та поперечне перевантаження  $n_z$  забезпечують демпфірування руху центра мас на етапі розбігу. Передаточна функція  $W_{\text{стр}}(p)$  згладжує високочастотні коливання директорних стрілок командно-пілотажного приладу.

Для формування керуючого сигналу використовується інформація курсового радіомаяка (сигнал  $\epsilon_k$ ), інерціальної системи навігації (сигнали  $\Psi, \psi, n_z$ ) і радіовисотоміра. За інформацією радіовисотоміра здійснюється перемикання алгоритмів управління після досягнення висоти  $H = 10$  м.

На повітряній ділянці зльоту система алгоритмічно забезпечує режим набору висоти та швидкості, при цьому операції з прибирання механізації крила та шасі виконує екіпаж відповідно до керівництва з льотної експлуатації.

Алгоритм зльоту в поздовжньому каналі формує керуючий сигнал  $\vartheta - \vartheta_3$ , який надходить у систему електронної індикації. Задане значення кута тангажа формується за таким законом:

$$\vartheta_3 = \vartheta^* + K_{\text{зак}} (\delta_{\text{зак}}^3 - \delta_{\text{зак}}) + F K_V (V_{\text{від}} - V);$$

$$F = \begin{cases} 1 & \text{при } \delta_{\text{зак}} \geq 1^\circ \\ 0 & \text{при } \delta_{\text{зак}} < 1^\circ \end{cases},$$

де  $\vartheta^*$  – стале значення кута тангажа, яке забезпечує потрібні характеристики зльоту в момент відриву від злітної смуги;  $K_{\text{зак}}(\delta_{\text{зак}}^3 - \delta_{\text{зак}})$  – забезпечує утримання постійного кута нахилу траєкторії на етапах прибирання закрилків ( $\delta_{\text{зак}}^3$ ,  $\delta_{\text{зак}}$  – злітне та поточне положення закрилків);  $F K_V(V_{\text{від}} - V)$  – забезпечує утримання постійного кута нахилу траєкторії з одночасним розгоном літака;  $V_{\text{від}}$  – швидкість відриву (швидкість у момент підйому передньої стійки шасі).

Керуючий сигнал  $\vartheta - \vartheta_z$  як і в бічному каналі, проходить через аперіодичний фільтр, який згладжує високочастотні коливання директорних стрілок командно-пілотажного приладу.

У САУ літаків спеціального призначення існують додаткові режими роботи, наприклад, режим маловисотного польоту та ін.

#### **19.4. Особливості експлуатації систем автоматичного управління літальних апаратів**

Експлуатація САУ польотом передбачає:

- зовнішній огляд блоків і агрегатів системи,
- перевірку системи на працездатність,
- регулювання системи.

Роботи з зовнішнього огляду блоків і агрегатів САУ не відрізняються від аналогічних робіт, що виконують на іншому авіаційному обладнанні. При цьому оглядають тільки блоки, що розташовані у доступному для огляду місці. Увага приділяють міцності закріплення блоків, роботі амортизаторів, відсутності пошкоджень, наявності металізації та іншому. Ретельно оглядають штепсельні роз'єми, а саме якість контрівки, надійність відбортовки електричних джгутів. Якщо до складу САУ входять електрогідравлічні рульові агрегати, які підлягають зовнішньому огляду, то додатково звертають увагу на відсутність підтікання гідравлічної суміші. До речі, блоки й агрегати, які знаходяться у технічних відсіках, підлягають тільки цільовому огляду. Цільові огляди конкретних блоків і агрегатів поводять за рішенням інженера відповідного рівня у випадку виявлення на деяких літаках зіпсувань або пошкоджень таких блоків і агрегатів, які можуть призвести до відмови системи.

Блоки і агрегати, які знаходяться під впливом зовнішнього середовища, наприклад, флюгерки датчика кута атаки та ковзання, датчики обтиснення шасі (кінцеві датчики) перевіряють на відсутність забруднення і, якщо це можливо, на плавність пересування, наприклад, флюгерки датчика кута атаки та ковзання

У кабіні літака перевіряють цілісність скла на показниках, що входять до складу САУ, відсутність забруднення і надійне спрацювання кнопок вмикання режимів САУ, можливість пересування рукояток задатчиків курсу, крену та тангажа, надійну фіксацію перемикачів пультів управління.

Контроль працездатності САУ можна розділити на польотний і наземний.

**Польотний контроль** працездатності може здійснюватися різними методами, серед яких можна виділити:

– метод мажоритарної логіки (або голосування за більшістю) при наявності три - чотирикратного резервування ;

– метод контролю електронної частини системи високочастотним тестовим сигналом, який не відпрацьовується сервоприводом;

– метод порівняння перехідних процесів у математичній моделі блока ( в основному це стосується сервоприводів САУ) з функціонуванням реального блока;

– метод контролю граничних пілотажних параметрів польоту ( $\alpha, \vartheta, \gamma, n_y$ );

– метод контролю максимальних відхилень від стабілізованих параметрів;

– порівняння сигналу контрольовного датчика з аналогічним сигналом іншого датчика, наприклад, сигнал  $\omega_z$  порівнюється з сигналом  $p\vartheta$ .

Існують й інші, менш розповсюджені, методи польотного контролю. Наприклад, контроль роботи “швидкого” сервопривода здійснюється шляхом порівняння сумарного керуючого сигналу, який надходить на вхід сервопривода з напрямком максимального переміщення штока рульового агрегату типу РАУ-107, що контролюється кінцевими вимикачами.

Після спрацювання системи контролю вмикається режим автоматичного управління, якщо вже не існує резерву, і вмикається світлова або звукова сигналізація. У деяких системах, наприклад, в АБСУ-145м, при відмовах режимів автоматичного управління вмикається режим штурвального управління.

**Наземний контроль САУ** може здійснюватися *вбудованими системами передпольотною контролю*, з використанням *контрольно-перевірочної апаратури*, дяки технології передбачають перевірку САУ на функціонування без будь якої перевірконої апаратури.

**Вбудовані системи контролю** можуть бути автоматизовані, як наприклад, в у бортових системах управління серії АБСУ, в яких після вмикання режиму тестового контролю, система автоматично вмикає та перемикає режими роботи АБСУ, формує тестові сигнали, з використанням системи мажоритарної логіки перевіряє працездатність електричних мереж проходження тестового сигналу, зрівнює сигнал на виході контрольної точки з еталоном і по закінченні контролю видає інформацію про стан системи (справність або несправність) з вказівкою зіпсованих блоків.

В інших системах вбудовані системи контролю більш прості. Наприклад, тестові сигнали можуть формуватися галетним перемикачем із пульта контролю; проходження тестового сигналу через блоки САУ також контролюється системою мажоритарної логіки; відмови сигналізуються блиманням кнопок-табло вмикання каналів системи. Реакція системи на тестові сигнали виявляється оператором (техніком або пілотом) по індикаторам відхилення рульових поверхонь.

У деяких системах, наприклад, у САУ-В24 за індикаторами відхилення рульових агрегатів контролюються тільки результати впливу тестових сигналів, коло проходження тестового сигналу не контролюється. Проте є можливість підключення індикаторів до інших контрольних точок, для перевірки, наприклад, сигналу на виході суматора сервопривода, сигналу кола зворотного зв'язку, інші сигнали.

Перевірка працездатності САУ з використанням систем вбудованого контролю здійснюється на етапі передстартової (передпольотної) підготовки.

**Контрольно-перевірочна апаратура (КПА)**, яка використовується для проведення передпольотної підготовки САУ, виготовляється у варіантах *автоматизованих* і *неавтоматизованих* КПА. Блоки КПА підключаються через контрольні роз'єми до борту літака і дозволяють проводити перевірку САУ на працездатність.

Автоматизована КПА покроково за програмою вмикає та перемикає режими роботи САУ, формує тестові сигнали, які надходять на вхід системи, а в певних контрольних точках тестовий сигнал зрівнюється з еталоном. По закінченні кожного кроку перевірки

ки на контрольному табло висвітлюється інформація “Норма”. У випадку виходу контрольного сигналу за певний допуск тестовий контроль зупиняється, а на табло висвітлюється інформація “Больше” або “Меньше”. Можна продовжити тестування системи, а після його завершення розшифрувати циклограму тест-контролю й виявити можливі місця відмов у схемі САУ. Конкретна причина відмови блоку або агрегату виявляються після більш детальної перевірки мереж, де були зафіксовані відмови, за допомогою апаратури регламентного контролю. Перевага автоматизованого контролю САУ у мінімізації часу перевірок.

У неавтоматизованих КПА реалізований той самий підхід, що й в автоматизованих, тільки тестові сигнали формуються оператором з пульта КПА, а проходження сигналів перевіряється в контрольних точках, до яких за допомогою галетних перемикачів підключаються відповідні вимірники КПА. Така перевірка САУ потребує значних витрат часу і здійснюється, як правило, на етапах попередньої підготовки.

І нарешті, перевірка САУ може здійснюватися перед вильотом без використання будь-якої КПА, тільки **на функціонування**. При проведенні такої перевірки вмикаються певні режими роботи САУ і за реакцією пілотажних і навігаційних приладів або рульових поверхонь визначається працездатність системи в цих режимах. Наприклад, після вмикання режиму приведення до горизонту елерони повинні знаходитися в нейтральному положенні (допускається при наявності ізодромного зворотного зв'язку в сервоприводі переміщення елеронів із малою швидкістю), а руль висоти повинен відхилятися відпрацьовуючи різницю між кутами тангажа горизонтального польоту і стояночного. Перевіряється робота схем узгодження, робота механізмів тримірного ефекту, якщо вони працюють за сигналами САУ. Перевіряється можливість вмикання, вимикання і перемикання режимів роботи САУ. Для конкретного автопілота або САУ технології перевірок на функціонування різні і залежать від можливостей виявлення реакцій системи без використання контрольно-перевірочної апаратури. Перевірку САУ на функціонування виконує пілот ( екіпаж ) безпосередньо перед вильотом.

Будь-яка наземна перевірка САУ за часом узгоджується з перевіркою авіаційного двигуна, оскільки при цьому функціонують усі системи живлення й, насамперед, системи електро- та гідроживлення. У протилежному випадку для проведення перевірок необ-

хідні наземні джерела, пересувні або стаціонарні, які підключаються до мереж живлення літака.

Більш ретельна перевірка САУ здійснюється на етапі проведення регламентних робіт. На регламентних роботах із борту літака можуть демонтуватися окремі блоки й агрегати системи для проведення профілактики. Наприклад, здійснюється заміна щіток електричних рульових агрегатів постійного струму, продуваються та чистяться колекторні вузли і т.ін. Для автопілотів другого та третього покоління існували технології проведення регламентних робіт, коли весь комплект автопілота демонтувався з борта літака й перевірявся в техніко-експлуатаційній частині (ТЕЧ) за допомогою спеціальної КПА. У теперішній час за технологіями проведення регламентних робіт електронні блоки САУ знімаються з літака тільки у випадку наявності підозри їх зіпсування. Якщо в ТЕЧ є стендовий комплект САУ, то за його допомогою такі блоки можуть бути ретельно перевірені.

Регулювання системи автоматичного управління, а саме перевірка та настроювання передаточних чисел здійснюється на етапі проведення найбільш трудомістких регламентних робіт або у випадках скарг пілота на роботу окремих режимів САУ.

Перевірити передаточне число за окремою складовою закону управління, тобто визначити коефіцієнт підсилення у колі цього сигналу можна шляхом подачі на вхід системи сигналу певної величини й вимірювання вихідного сигналу (відхилення відповідної рульової поверхні).

**Подати сигнал на вхід системи** можна, задавши еволюцію відповідного датчика. Наприклад, для перевірки передаточного числа з кутової швидкості необхідно датчик кутової швидкості встановити на поворотну платформу та задати їй певну кутову швидкість обертання. При цьому можна використовувати, як власний датчик системи, так і технологічний датчик, якщо цього не заперечує регламент. У другому випадку від власного датчика системи необхідно від'єднати штепсельний роз'єм і підключити його до технологічного датчика. Аналогічно можна подати на вхід системи сигнали датчика кутів крену та тангажа, встановивши, наприклад, датчик авіагоризонту на поворотний кронштейн. Але якщо інформація про кутове положення надходить у САУ від складних прецизійних систем типу СКВ, ИКВ та аналогічних курсовертикалей, то сигнали таких датчиків імітуються зі спеціального пульту. До речі, це другий спосіб подачі відповідних сигналів на вхід сис-



теми. Шляхом імітації перевіряють передаточні числа за сигналами радіотехнічних систем, наприклад, у режимах заходу на посадку, а також передаточні числа за сигналами інших суміжних систем. Шляхом імітації можна задати сигнал датчика перевантаження, хоча сигнал з датчика перевантаження можна отримати, і використовуючи складові прискорення сили ваги. Для чого датчик перевантаження встановлюють у спеціальний кутомірний кронштейн і, змінюючи кутову орієнтацію вимірювальної осі датчика в полі сили тяжіння, отримують з нього сигнал певної величини.

Для отримання сигналів з анероідно-мембранних датчиків (коректори висоти, датчики швидкісного тиску, коректоризадатчики швидкості польоту, інші) за допомогою установок типу КПУ-3 або УКМП створюють певні умови в магістралях статичного та динамічного тиску.

Подати сигнал на вхід системи від специфічних датчиків – датчиків положення важелів управління, механізації крила, датчиків кутів атаки та ковзання можна шляхом примусового відхилення певних органів управління або безпосередньо рухомих елементів датчиків, наприклад, флюгерків датчиків аеродинамічних кутів. Ці відхилення контролюються вимірювальними пристроями: кутомірами або мірними лінійками. У лабораторних умовах такі датчики встановлюються на спеціальні кронштейни з прецизійними механізмами завдання та контролю потрібних відхилень вимірювальних елементів.

**Вимірювання вихідного сигналу** здійснюється у першу чергу шляхом контролю відхилень відповідних рульових поверхонь: руля висоти, елеронів, руля направлення інших органів управління. Вимірювання відхилень безпосередньо вихідних елементів рульових агрегатів: довжини штока рульових агрегатів або кутів повороту тросових барабанів рульових машин – можливе тільки в лабораторних умовах. Відхилення рульових поверхонь контролюються спеціальними кутомірними пристроями, кутомірами, оптичними квандрантами. Такий спосіб контролю вихідного сигналу найбільш трудомісткий. Тому використовують непрямі методи контролю та вимірювання вихідного сигналу, наприклад, за величиною сигналу жорсткого зворотного зв'язку відповідного рульового агрегату, якщо це дозволяють технології перевірки. Іноді за вихідну величину використовують сигнал на вході сервопривода; природно, що у цьому випадку повинна бути впевненість у потрібному коефіцієнті підсилення самого привода.

За інформацією про вхідну і вихідну величини можна розрахувати передаточне число. Наприклад, передаточне число з кутової швидкості  $K\omega_z$  для закону управління  $\delta_B = K_{\omega_z}\omega_z$  розраховується як  $K_{\omega_z} = \frac{\delta_B}{\omega_z}$ . Тут  $\omega_z$  – певне значення кутової швидкості, яке передбачено регламентом з технічної експлуатації при перевірках передаточних чисел;  $\delta_B$  – виміряна величина відхилення руля висоти.

Отримані значення передаточних чисел повинні знаходитися у межах, які вказуються в технологічних картах із регулювання системи автоматичного управління. Щоб уникнути впливу зон нечутливості, перевірку передаточних чисел здійснюють для позитивного та негативного значень вхідного сигналу. Якщо передаточне число не відповідає встановленим нормам, то здійснюється його регулювання потенціометрами настройки, які знаходяться на лицьових панелях блоків САУ.

Певні труднощі зустрічаються при перевірках передаточних чисел за сигналами, в колах яких встановлені ізодромні ланки, а також в каналах з ізодромними зворотними зв'язками в сервоприводах. У цих випадках у схемах САУ передбачені спеціальні технологічні реле, які вмикаються з пультів КПА і своїми контактами шунтують ізодромні ланки, тобто перевірка передаточних чисел здійснюється вже для каналу з жорстким зворотним зв'язком і при відсутності ізодромних ланок у колах вхідного сигналу.

При перевірках передаточних чисел в каналах зі швидкісним зворотним зв'язком у сервоприводі за вихідну величину повинна бути виміряна швидкість відхилення вихідної ланки виконавчого пристрою, наприклад, швидкість відхилення РУД автоматом тяги. Швидкість пересування РУД розраховується за допомогою спеціальних мірних лінійок і секундоміра.

І наприкінці, деякі технології передбачають перевірку передаточних чисел методом компенсації одного вхідного сигналу іншим; при цьому передаточне число за одним з вхідних сигналів повинно бути відомо. Наприклад, для перевірки передаточного числа  $K_\gamma$  у законі управління  $\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma \gamma - K_\psi \Delta \psi$  необхідно задати вхідний сигнал  $\gamma$  певної величини. Контролюючи вихідний

сигнал – відхилення елеронів, другим сигналом – сигналом  $\Delta\psi$  зупинити пересування елеронів. При цьому виконується умова  $0 = K_\gamma\gamma - K_\psi\Delta\psi$ , і передаточне число  $K_\gamma$  розраховується за фор-

мулою 
$$K_\gamma = \frac{K_\psi\Delta\psi}{\gamma}.$$

Після проведення перевірок передаточних чисел літак повинен виконати контрольний виліт з вмиканням тих режимів роботи САУ, для яких здійснювалися регулювання.

### **19.5. Засоби забезпечення безпеки польоту, що застосовуються в системах автоматичного управління повітряних суден**

Основний засіб, що забезпечує безпеку польоту при використуванні САУ, це багатократне резервування блоків і агрегатів системи, охоплених вбудованою системою польотного контролю. Проте існують й інші міри підвищення рівня безпеки польоту при працюючій САУ:

1. Обмеження керуючого сигналу, що надходить на вхід сервоприводу. Обмеження можуть бути сталими, або змінними, залежними від параметрів польоту, наприклад, від швидкісного напору, від нормального перевантаження і т.ін.

2. Застосування двоканального сервопривода: “швидкого” – послідовної дії з обмеженим діапазоном відхилення рульової поєрхні та “повільного” – з великим діапазоном. Такий двоканальний сервопривод надійне забезпечує безпеку польоту, оскільки пілот завжди встигає втрутитися в роботу “повільного” сервопривода, а відмова “швидкого” сервопривода не призводить до аварійних ситуацій.

3. Обмеження зусиль сервопривода паралельної дії з використанням, наприклад, муфт проковзування. При екстремому втручанні пілота в управління літаком у випадку відмов САУ він завжди у змозі перебороти сервопривод навіть без вимикання автоматики.

4. Обмеження пілотажних параметрів польоту, наприклад, кутів атаки, крену, тангажа, а також нормального перевантаження. Система не вмикається або автоматично вимикається, якщо ці параметри перевищують свої граничні значення. У системі САУ-ІТ також обмежується максимальна приладна швидкість у режимі стабілізації негативного кута тангажа.

5. Застосування спеціальних режимів роботи САУ. Це, наприклад, режим приведення до горизонту, який використовується у випадках втрати пілотом просторової орієнтації. У САУ літаків спеціального призначення існує режим примусового відведення літака з небезпечної висоти. До спеціальних режимів можна віднести режим відходу на друге коло на етапі заходження на посадку.

### Контрольні питання

1. Яке призначення систем автоматичного управління польотом ЛА і які задачі вони вирішують? Перелічить типові режими роботи САУ.

2. Перелічить типові датчики інформації САУ.

3. Які типові коректуючі ланки (фільтри) використовують при формуванні законів управління САУ?

4. Перелічить переваги та недоліки електричних та електрогидравлічних рульових агрегатів САУ.

5. У чому переваги двоканального сервопривода? Які літакові пристрої можуть виконувати роль “повільного сервопривода”?

6. У чому призначення режиму узгодження? Які існують схеми механізмів узгодження?

7. Які задачі вирішують САУ в режимі демпфірування (штурвального управління)?

8. Що повинен зробити пілот перед вмиканням режимів автоматичної стабілізації?

9. Як після вмикання режиму стабілізації кутів положень можна змінити задані значення кутів крену, тангажа, курсу?

10. Як алгоритмічно у законах управління здійснюється компенсація втрати висоти при виконанні координованого розвороту?

11. Коли вмикається режим автоматичного управління заходом на посадку?

12. Які існують методи польотного контролю САУ?

13. Які існують технології наземного контролю САУ?

14. Як при перевірках передаточних чисел можна подати сигнал на вхід САУ?

15. Як при перевірках передаточних чисел здійснюється вимірювання вихідного сигналу?

16. Перелічить основні міри забезпечення безпеки польоту при використуванні САУ.

## Розділ V. АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ ВЕРТОЛЬОТОМ

### Глава 20. ВЕРТОЛІТ ЯК ОБ'ЄКТ УПРАВЛІННЯ. ОСОБЛИВОСТІ КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ВЕРТОЛЬОТОМ

#### 20.1. Класифікація та принципи управління вертольотів

З часу створення на початку ХХ віку перших вертольотів була випробувана велика кількість їх конструктивних схем. Існує декілька видів класифікацій вертольотів:

**1. За кількістю несних гвинтів:**

- одnogвинтові з рульовим гвинтом;
- двогвинтові.

**2. За взаємним розташуванню несних гвинтів:**

- двогвинтові поздовжньої схеми;
- двогвинтові поперечної схеми;
- двогвинтові співосьової схеми.

**3. За типом несних гвинтів:**

- з шарнірним кріпленням несних гвинтів;
- з безшарнірним кріпленням несних гвинтів.

Найбільш розповсюджений тип вертольота це одnogвинтовий вертоліт з рульовим гвинтом і з шарнірним кріпленням лопатей. За цією схемою побудовано близько 90 % світового парку вертольотів. Вертоліт на відміну від літака може виконувати ряд специфічних режимів польоту: зависання, розвороти на зависанні, вертикальний набір висоти та зниження, переміщення боком і назад. При непрацюючому двигуні можливо безмоторне планерування (авторотація). Маневрені вертольоти здатні виконувати елементи вищого пілотажу.

Основним органом управління вертольота є несний гвинт. Несний гвинт одnogвинтового вертольота створює піднімальну силу та тягу для поступального руху, він також створює всі керуючі сили та моменти, за винятком моменту рискання, і забезпечує необхідну стійкість руху вертольота.

Найбільш розповсюджений несний гвинт має три шарніри, за допомогою яких його лопаті закріплюються на втулці (осі

обертання) (рис. 20.1): горизонтальний ГШ, вертикальний ВШ й осьовий ОШ.

При польоті з поступальною швидкістю піднімальна сила кожної лопаті несного гвинта циклічно змінюється. Вона збільшується, коли лопать рухається за напрямком польоту, й зменшується, коли лопать іде назад.

Горизонтальний шарнір ГШ надає вільності маховим рухам лопатей, відвертає їхній вигин і згладжує вібрації вертольота від знакозмінних моментів, які через шарніри не передаються. Крім того, при змаху лопаті, наприклад, уверх через збільшення її піднімальної сили виникає вертикальна складова швидкості, внаслідок чого зменшується кут атаки лопаті та її піднімальна сила.

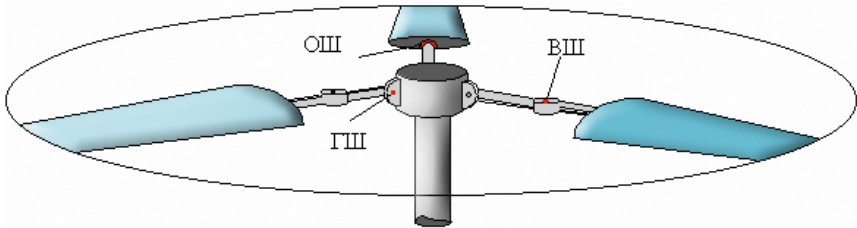


Рис. 20.1

Таким чином, горизонтальний шарнір, зменшуючи циклічну зміну піднімальної сили лопаті несного гвинта, декілька поліпшує стійкість вертольота, який має тенденцію кренитися при русі вперед.

Зміна кута змаху лопатей при обертанні призводить до появи змінних кореолісових сил, які намагаються розкрутити гвинт при змаху вгору і загальмувати гвинт при змаху вниз. Для розвантаження лопаті від такого вигинаючого моменту використовуються вертикальні шарніри ВШ, які забезпечують вільність малим коливанням лопаті в площині обертання.

Осьові шарніри ОШ дозволяють змінювати кут установки лопатей, керуючи таким чином тягою несного гвинта. Сила тяги  $T$  прикладається до втулки гвинта та спрямована вгору по осі тюльпана несного гвинта. (рис.20.2). Тюльпаном прийнято називати кінцеву поверхню, яка створюється лопатями несного гвинта.

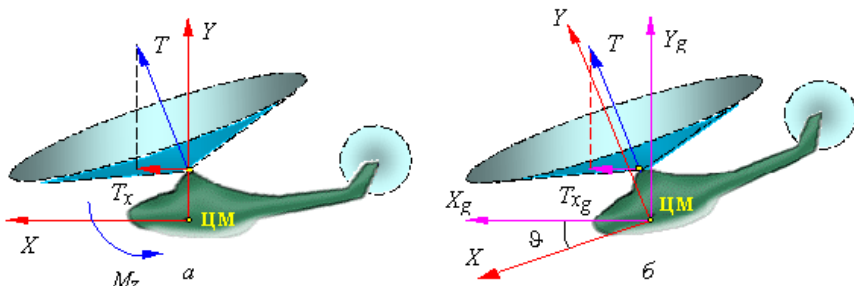


Рис. 20.2

Нахиляючи вектор тяги, можна керувати рухом вертольота в горизонтальній площині, а також змінювати кути крену та тангажа. Управління вектором тяги несного гвинта здійснюється крізь автомат перекосу, винахідником якого був академік Б.М. Юрьєв. Принципова кінематична схема автомата перекосу зображена на рис. 20.3.

При відхиленні важеля управління 1 змінюється положення шайби автомата перекосу 4, відповідно починає циклічно змінюватись кут атаки лопаті несного гвинта. Циклічна зміна кута атаки відбувається тому, що в міру повороту кожної лопаті несного гвинта навколо осі втулки крок лопаті змінюється.

Наприклад, при переміщенні важеля управління вперед крок і відповідно кут атаки кожній лопаті, коли вона знаходиться попереду, зменшується, а коли позаду – збільшується, через що лопаті, знаходячись попереду, створюють меншу піднімальну силу та опускаються, а знаходячись позаду – збільшують піднімальну силу та підіймаються. Тюльпан і вектор тяги несного гвинта нахиляються вперед ( див. рис. 20.2, а ). Виникає складова сили тяги  $T_x$  і відповідний момент  $M_z$  відносно центра мас вертольота, який починає змінювати кут тангажа. Природно, що в конструкції автомата перекосу враховується запізнення змін піднімальних сил і кутових положень лопатей при їх обертанні навколо втулки несного гвинта відносно до циклічної зміни кроку несного гвинта.

При поверненні важеля управління до нейтрального положення вектор тяги також повертається до свого первісного положення, але вже відносно нахиленого вертольота, при цьому зникає

момент  $M_z$ . Вертоліт залишається (див. рис. 20.2, б) нахиленим на заданий кут тангажа, при цьому складова сили тяги  $T_{xg}$  забезпечує поступальний рух. Аналогічно можна керувати бічним рухом вертольота.

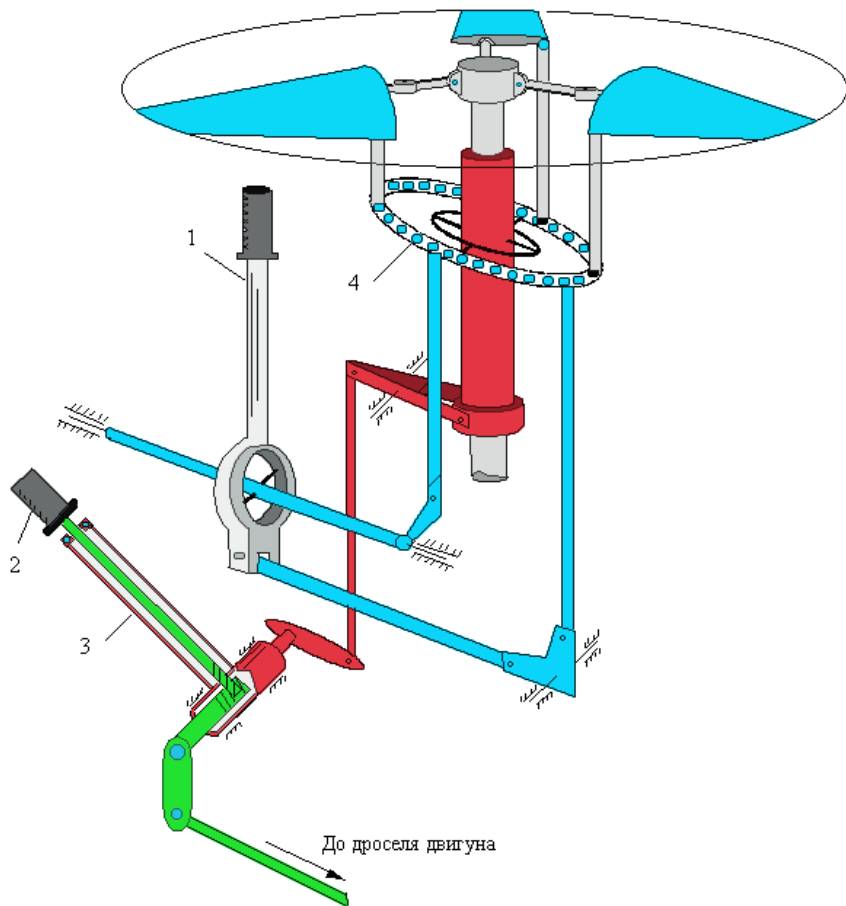


Рис. 20.3

Управління рухом вертольота у вертикальній площині досягається зміною спільного кроку несного гвинта, тобто за рахунок одночасної зміни кутів установки всіх лопатей. При цьому змінюється величина вектора тяги, яка компенсує силу ваги, вертоліт буде набирати висоту або знижуватись.



Управління здійснюється (див. рис. 20.3) важелем спільного кроку 3 за рахунок переміщення шайби автомата перекоосу вздовж втулки несного гвинта (вздовж осі обертання). При зміні спільного кроку змінюється навантаження на валу несного гвинта, що, у свою чергу, потребує змінювати потужність двигуна, щоб оберти гвинта залишались постійними. Цю задачу вирішує об'єднана система керування спільним кроком і дроселем двигуна вертольота (система “крок-газ”), яка стабілізує швидкість обертання несного гвинта за рахунок одночасної зміни потужності двигуна та кроку несного гвинта при переміщенні важеля спільного газу. Для зміни швидкості обертання несного гвинта при незмінному кроці використовується поворотна рукоятка 2 важеля спільного кроку – рукоятка коректора газу, яка, впливаючи на дросель двигуна, змінює його потужність.

Для розвороту вертольота навколо нормальної осі використовується рульовий гвинт, який зрівноважує реактивний момент несного гвинта

$M_p$  (рис. 20.4).

Змінюючи крок рульового гвинта і відповідно тягу

$T_{p.g}$ , можна порушити цю рівновагу і за рахунок зміни моменту  $M_{p.g}$  розвернути вертоліт відносно нормальної осі. Зміна спільного кроку рульового гвинта здійснюється шляхом відхилення педалей.

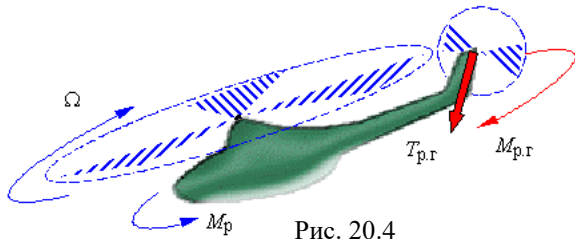


Рис. 20.4

гу і за рахунок зміни моменту  $M_{p.g}$  розвернути вертоліт відносно нормальної осі. Зміна спільного кроку рульового гвинта здійснюється шляхом відхилення педалей.

## 20.2. Математичні моделі та особливості каналів автоматичного управління вертольота

Опис руху вертольота, який до того ж має шарнірне кріплення лопатей несного гвинта, – достатньо складна математична задача.

По-перше, вертоліт сумісно з несним гвинтом має велике число ступенів вільності. Оскільки кожна лопать з'єднується з втулкою несного гвинта крізь два шарніри, то система “вертоліт - нес-

ний гвинт” має  $2n + 7$  ступенів вільності, де  $n$  – число лопатей несного гвинта.

По-друге, навантаження на лопаті несного гвинта при поступальному русі вертольота циклічно змінюється, внаслідок цього в рівняннях вертольота з’являються періодичні коефіцієнти. Методи дослідження динаміки таких систем відпрацьовані ще недостатньо.

Незважаючи на вказані труднощі, особливо ті що зв’язані з описом динаміки несного гвинта, у теперішній час розроблені достатньо повні математичні моделі вертольота як об’єкта управління. Однак ці моделі важко використовувати для синтезу САУ польотом вертольота, тому вони застосовуються в основному для моделювання вже синтезованих контурів управління, а синтез здійснюється на основі спрощених моделей.

Головним припущенням при виводі спрощених математичних моделей вертольота є припущення про заміну несного гвинта з його складною динамікою рівнодійною силою.

Рух фюзеляжу вертольота як твердого тіла з шістьма ступенями вільності описується шістьма рівняннями Ейлера – рівняннями сил і моментів, які можуть бути одержані з законів збереження кількості та моменту кількості руху і які у проекціях на осі зв’язаної системи координат мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) &= R_x; \\
 m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) &= R_y; \\
 m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) &= R_z; \\
 I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
 I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
 I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z,
 \end{aligned}
 \tag{20.1}$$

де  $m$  – маса вертольота;  $V_x, V_y, V_z$  – проекції вектора повітряної швидкості;  $R_x, R_y, R_z$  – проекції вектора зовнішніх сил, діючих на вертоліт;  $I_x, I_y, I_z$  – осьові моменти інерції;  $M_x, M_y, M_z$  – проекції моменту зовнішніх сил.

Доповнюючи цю систему рівнянь співвідношенням, що описує зміну швидкості обертання несного гвинта  $\Omega$  :

$$J_{\omega} \dot{\Omega} = M_{\text{кр}}, \quad (20.2)$$

де  $J_{\omega}$  – момент інерції несного гвинта;  $J_{\text{кр}}$  – момент на валу несного гвинта, отримаємо з урахуванням про домовлені припущення математичну модель динаміки просторового руху вертольота.

Бічний та поздовжній рухи вертольота мають сильний взаємозв'язок на відміну від літака. Цей зв'язок обумовлюється наявністю несного гвинта. Однак і для вертольота дослідження деяких режимів польоту може бути виконане на основі ізольованих моделей поздовжнього та бічного рухів, з яких додатково можна відділити канал вертикальної швидкості, поздовжній та бічний канали, а також канал рискання.

### 20.2.1. Канал вертикальної швидкості

На режимах вертикального набору висоти або зниження без зміни кутового положення фюзеляжу, тобто при умовах рівності нулю  $V_x$  та  $\omega_z$ , а також параметрів бічного руху, з системи рівнянь (20.1), (20.2) можна відділити рівняння каналу вертикальної швидкості та швидкості обертання несного гвинта:

$$\begin{aligned} m \dot{V}_y &= R_y; \\ J_{\omega} \dot{\Omega} &= M_{\text{кр}}. \end{aligned} \quad (20.3)$$

Тут  $M_{\text{кр}} = M_{\text{д}} - M_{\text{н}}$ ,

де  $M_{\text{д}}$  – момент, що створює двигун вертольота,  $M_{\text{н}}$  – навантаження на валу несного гвинта.

При розгляданні зовнішніх сил, що діють на вертоліт, не будемо враховувати аеродинамічну силу фюзеляжу та складови повної аеродинамічної сили несного гвинта, які діють в площині обертання втулки, вважаючи, що повна аеродинамічна сила співпадає з напрямком нормальної осі  $OY$  зв'язаної системи координат вертольота.

У цьому випадку на вертоліт діє сила ваги  $G$  та аеродинамічна сила несного гвинта  $T$ , яка для цього режиму польоту спрямована суворо протилежно силі ваги.

Таким чином,

$$R_y = T - G. \quad (20.4)$$

Величина сили  $T$  залежить від швидкості обертання гвинта  $\Omega$  ( $\Omega \uparrow \rightarrow T \uparrow$ ), спільного кроку несного гвинта  $\delta_\phi$  ( $\delta_\phi \uparrow \rightarrow T \uparrow$ ) та вертикальної швидкості вертольота  $V_y$ . Причому збільшення вертикальної швидкості спричиняє зменшення кута атаки лопатей  $\alpha_{\text{лоп}}$ , що призводить до зменшення тяги несного гвинта ( $V_y \uparrow \rightarrow \alpha_{\text{лоп}} \downarrow \rightarrow T \downarrow$ ), з іншого боку зменшення кута атаки лопатей зменшує силу лобового опору лопатей, що викликає розкрутку гвинта та збільшення тяги ( $V_y \uparrow \rightarrow \alpha_{\text{лоп}} \downarrow \rightarrow \Omega \uparrow \rightarrow T \uparrow$ ).

Залежність тяги несного гвинта від горизонтальної швидкості тут не враховується. Тоді

$$T \approx T(\Omega, \delta_\phi, V_y). \quad (20.5)$$

Навантаження на валу несного гвинта визначається силою лобового опору лопатей, яка залежить від швидкості обертання  $\Omega$  та спільного кроку несного гвинта  $\delta_\phi$ , а також, як відмічалось вище, від вертикальної швидкості  $V_y$ , тобто:

$$M_H = M_H(\Omega, \delta_\phi, V_y). \quad (20.6)$$

Потужність двигуна залежить від положення дросельної заслонки, яка переміщується від рукоятки коректору газу  $\delta_\Gamma$ . Щоб зміна спільного кроку не впливала на швидкість обертання несного гвинта, система “крок - газ” одночасно зі зміною спільного кроку  $\delta_\phi$  змінює потужність двигуна. Тоді

$$M_D = M_D(\delta_\Gamma, \delta_\phi). \quad (20.7)$$

Лінеаризуючи систему (20.3) з урахуванням (20.4) – (20.7), отримаємо такі рівняння у відхиленнях:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_y + a_y^{V_y} \Delta V_y + a_y^\Omega \Delta \Omega &= a_y^{\delta_\phi} \Delta \delta_\phi; \\ \Delta \dot{\Omega} + a_\Omega^{V_y} \Delta V_y + a_\Omega^\Omega \Delta \Omega &= a_\Omega^{\delta_\Gamma} \Delta \delta_\Gamma + a_\Omega^{\delta_\phi} \Delta \delta_\phi. \end{aligned} \quad (20.8)$$

Обираючи одиничні значення змінних величин за базові та застосовуючи перетворення Лапласа до системи рівнянь (20.8),

отримаємо математичну модель каналу вертикальної швидкості в операційній безрозмірній формі:

$$\begin{aligned} \left(p + a_{y^y}^{V_y}\right) V_y(p) + a_y^{\Omega} \Omega(p) &= a_{y^y}^{\delta_{\varphi}} \delta_{\varphi}(p); \\ a_{\Omega}^{V_y} V_y(p) + \left(p + a_{\Omega}^{\Omega}\right) \Omega(p) &= a_{\Omega}^{\delta_{\Gamma}} \delta_{\Gamma}(p) + a_{\Omega}^{\delta_{\varphi}} \delta_{\varphi}(p). \end{aligned} \quad (20.9)$$

Тут  $V_y = \frac{\Delta V_y}{V_y^*}$ ;  $\Omega = \frac{\Delta \Omega}{\Omega^*}$ ;  $\delta_{\varphi} = \frac{\Delta \delta_{\varphi}}{\delta_{\varphi}^*}$ ;  $\delta_{\Gamma} = \frac{\Delta \delta_{\Gamma}}{\delta_{\Gamma}^*}$  – відносні параметри;

$V_y^*$ ;  $\Omega^*$ ;  $\delta_{\varphi}^*$ ;  $\delta_{\Gamma}^*$  – базові значення змінних величин.

Коефіцієнти системи рівнянь (20.8), (20.9) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_{y^y}^{V_y} &= -\frac{T^{V_y}}{m}; & a_y^{\Omega} &= -\frac{T^{\Omega}}{m}; & a_{y^y}^{\delta_{\varphi}} &= \frac{T^{\delta_{\varphi}}}{m}; \\ a_{\Omega}^{V_y} &= -\frac{M_H^{V_y}}{J_{\omega}}; & a_{\Omega}^{\Omega} &= -\frac{M_H^{\Omega}}{J_{\omega}}; & a_{\Omega}^{\delta_{\Gamma}} &= \frac{M_D^{\delta_{\Gamma}}}{J_{\omega}}; & a_{\Omega}^{\delta_{\varphi}} &= \frac{M_D^{\delta_{\varphi}} - M_H^{\delta_{\varphi}}}{J_{\omega}}. \end{aligned} \quad (20.10)$$

Щоб зміна спільного кроку безпосередньо не впливала на зміну швидкості обертання несного гвинта, коефіцієнт  $a_{\Omega}^{\delta_{\varphi}}$  повинний дорівнювати нулю. Системі рівнянь (20.9) відповідає структурна схема, яка зображена на рис. 20.5.

Якщо коефіцієнт  $a_{\Omega}^{\delta_{\varphi}}$  відрізняється від нуля, то в структурній схемі виникає паразитний зв'язок, позначений на структурній схемі пунктирною лінією.

У структурній схемі каналу вертикальної швидкості спостерігається додатний зворотний зв'язок, що обумовлюється впливом вертикальної швидкості на швидкість обертання несного гвинта. Збільшення вертикальної швидкості  $V_y$  збільшує швидкість обертання несного гвинта  $\Omega$ , а збільшення  $\Omega$ , у свою

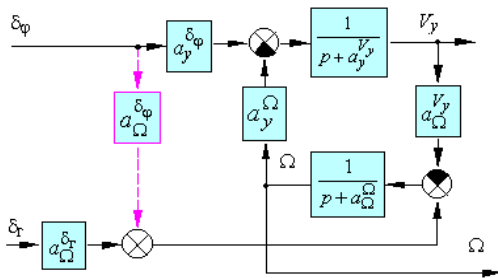


Рис. 20.5

чергу, збільшує тягу і відповідно вертикальну швидкість.

Рівнянням (20.9) відповідають передаточні функції:

$$W_{V_y}^{\delta_\phi}(P) = \frac{V_y(p)}{-\delta_\phi(p)} = \frac{-a_y^{\delta_\phi} (p + a_\Omega^\Omega)}{p^2 + \left(a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega\right)p + \left(a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y}\right)}; \quad (20.11)$$

$$W_{V_y}^{\delta_\Gamma}(P) = \frac{V_y(p)}{\delta_\Gamma(p)} = \frac{-a_\Omega^{\delta_\Gamma} a_y^\Omega}{p^2 + \left(a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega\right)p + \left(a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y}\right)}.$$

Необхідною та достатньою умовою стійкості каналу вертикальної швидкості стає додатність коефіцієнтів характеристичного рівняння – знаменника передаточних функцій (20.11), тобто:

$$a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega > 0;$$

$$a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} > 0.$$

Коефіцієнти  $a_y^{V_y}$ ,  $a_\Omega^\Omega$  (див. формули (20.10)) завжди додатні за своєю фізичною сутністю, тому умова стійкості зводиться до нерівності:

$$a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega > a_y^\Omega a_\Omega^{V_y}. \quad (20.12)$$

Ця умова виконується за рахунок застосування стабілізаторів швидкості обертання несного гвинта, який впливаючи на коефіцієнт  $a_\Omega^\Omega$ , збільшує його.

У системах автоматичного управління вертольотів канал спільного кроку несного гвинта застосовується для ізольованого управління висотою польоту без зміни кутових положень. Причому для додаткового підвищення умов стійкості (20.12) каналу вертикальної швидкості в закон управління спільним кроком несного гвинта доцільно включати похідну від зміни висоти польоту або сигнал вертикальної швидкості, тобто штучно збільшувати коефіцієнт  $a_y^{V_y}$ . Одночасно підвищується коефіцієнт згасання коливальної ланки передаточної функції  $W_{V_y}^{\delta_\phi}(p)$  математичної моделі вертольота як об'єкта управління.

Типовий закон управління спільним кроком несного гвинта на етапі стабілізації висоти польоту має вигляд:

$$\delta_{\varphi} = K_H \Delta H + K_{V_y} V_y. \quad (20.13)$$

Структурна схема контура, що реалізує закон управління (20.13), зображена на рис. 20.6.

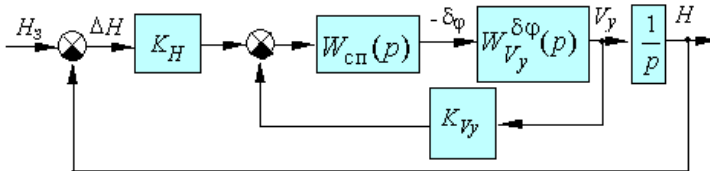


Рис. 20.6

Для підвищення точності стабілізації висоти польоту можна додавати в закон управління інтегральну складову або формувати управління на основі сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком.

### 20.2.2. Канал поздовжнього поступального та кутового руху

При дослідженні поздовжнього поступального руху рівняння сил доцільно розглядати в швидкісній або траєкторній системі координат. При записуванні у швидкісній (траєкторній) системі координат рівняння сил мають достатньо простий вигляд, оскільки вісь  $OX_a$  швидкісної системи координат збігається з вектором швидкості  $V$ , а проекції вектора швидкості на осі  $OY_a$ ,  $OZ_a$  дорівнюють нулю і система рівнянь (20.1) набуває вигляду:

$$\begin{aligned} m \dot{V}_x &= R_{x_a}; \\ m V_x \omega_{z_a} &= R_{y_a}; \\ -m V_x \omega_{y_a} &= R_{z_a}; \\ I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z, \end{aligned} \quad (20.14)$$

тут  $V_x = V$ .

Зважаючи, що параметри бічного руху дорівнюють нулю, а піднімальна сила несного гвинта компенсує силу ваги, тобто зміна балансу сил по осі  $OY_a$  внаслідок нахилу вектора тяги несного гвинта компенсується зміною спільного кроку через канал вертикальної швидкості. З урахуванням вище викладеного система рівнянь (20.14) перетворюється до вигляду

$$\begin{aligned} m\dot{V}_x &= R_{x_a}; \\ I_z\dot{\omega}_z &= M_z. \end{aligned} \quad (20.15)$$

При розгляданні зовнішніх сил, що діють на вертоліт у горизонтальному польоті, будемо враховувати проекцію повної аеродинамічної сили несного гвинта на швидкісну вісь (пропульсивну силу)  $T_{x_a}$  та силу лобового опору фюзеляжу  $X_a$ . Таким чином,

$$R_{x_a} = T_{x_a} - X_a. \quad (20.16)$$

Величина пропульсивної сили  $T_{x_a}$  залежить від швидкості польоту. Причому збільшення швидкості спричиняє підсилення

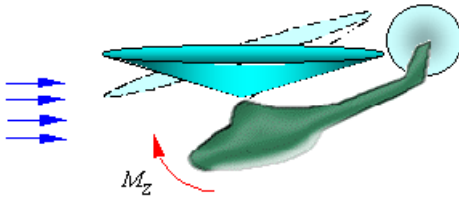


Рис. 20.7

махового руху лопатей, внаслідок чого (рис. 20.7) тюльпан несного гвинта, а, отже, і вектор тяги нахилється назад, змінюється пропульсивна сила, яка спрямована на зменшення

швидкості польоту. Одночасно створюється момент  $M_z$  відносно центра мас. Цей момент спричиняє кабрирування при збільшенні швидкості польоту та пікірування при зменшенні швидкості, тобто він завжди перешкоджає зміні швидкості.

При обертанні вертольота відносно осі  $OZ$  вісь тюльпана через значну інерційність несного гвинта відстає від нормальної осі  $OY$  зв'язаної системи координат. Приріст пропульсивної сили  $T_{x_a}$ , який виникає в цьому випадку, створює демпфіруючий момент, спрямований на зменшення кутової швидкості  $\omega_z$ . До того ж, приріст пропульсивної сили змінює швидкість польоту протилежно



тому, як буде змінюватись швидкість через приріст кута тангажа від кутової швидкості  $\omega_z$ .

Горизонтальна проекція сили тяги несного гвинта, крім того, залежить від кута нахилу шайби автомата перекоосу в поздовжній площині  $\delta_{\Pi}$  та від поточного кута тангажа  $\vartheta$  ( див. рис. 20.2, де для нашого випадку  $T_{xg} = T_{xa}$ ). Таким чином,

$$T_{xa} = T_{xa}( V_x, \omega_z, \delta_{\Pi}, \vartheta ). \quad (20.17)$$

Тут не враховується залежність горизонтальної проекції сили тяги від параметрів бічного руху та від величини самої сили тяги, яка, у свою чергу, залежить від ряду параметрів польоту (див. 20.5). Крім того, не враховується залежність сили тяги несного гвинта від кута атаки. Не будемо враховувати кут атаки також при розгляданні сили лобового опору фіюзеляжу, вважаючи, що через особливість аеродинамічної форми він практично не створює піднімальну силу. Тоді

$$X_a = X_a( V_x ). \quad (20.18)$$

Центр мас вертольота розташовується нижче втулки несного гвинта. Тому проекція сили тяги несного гвинта на поздовжню вісь  $T_x$  спричиняє момент  $M_z$ . На відміну від  $T_{xa}$  проекція сили тяги  $T_x$  не залежить від кута тангажа, оскільки при зміні кута тангажа нахилється й вектор тяги, тобто проекція сили тяги  $T_x$  при зміні кута тангажа не змінюється.

Таким чином, момент  $M_z$ , який визначається силою  $T_x$ , залежить від таких параметрів:

$$M_z = M_z( V_x, \omega_z, \delta_{\Pi} ). \quad (20.19)$$

Лінеаризуючи систему (20.15), з урахуванням (20.16)...(20.19) отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_x + a_x^{V_x} \Delta V_x + a_x^{\omega_z} \Delta \omega_z + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta &= a_x^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}; \\ \Delta \dot{\omega} + a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}. \end{aligned} \quad (20.20)$$

Обираючи одиничні значення змінних величин за базові та застосовуючи перетворення Лапласа до системи рівнянь (20.20),

отримаємо математичну модель каналу поздовжнього поступального та кутового руху в операційній безрозмірній формі:

$$\begin{aligned} (p + a_x^{V_x})V_x(p) + (a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta})\vartheta(p) &= a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p); \\ a_{m_z}^{V_x} V_x(p) + (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p)\vartheta(p) &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p). \end{aligned} \quad (20.21)$$

Тут  $p\vartheta(p) = \omega_z(p)$ .

Коефіцієнти системи рівнянь (20.21) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_x^{V_x} &= -\frac{T_{xa}^{V_x} - X_a^{V_x}}{m}; & a_x^{\omega_z} &= -\frac{T_{xa}^{\omega_z}}{m}; & a_x^{\vartheta} &= -\frac{T_{xa}^{\vartheta}}{m}; & a_x^{\delta_{\Pi}} &= \frac{T_{xa}^{\delta_{\Pi}}}{m}; \\ a_{m_z}^{V_x} &= -\frac{M_z^{V_x}}{J_z}; & a_{m_z}^{\omega_z} &= -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z}; & a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} &= \frac{M_z^{\delta_{\Pi}}}{J_z}. \end{aligned}$$

Системі рівнянь (20.21) відповідає структурна схема математичної моделі, що зображена на рис. 20.8.

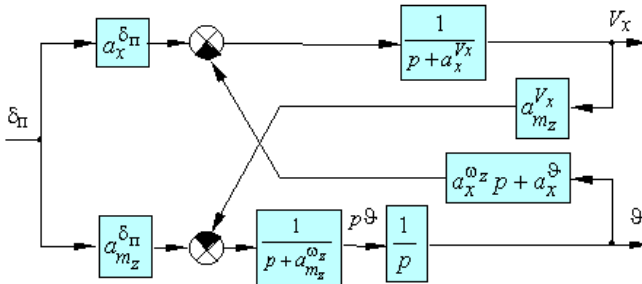


Рис. 20.8

Системі рівнянь (20.21) відповідають передаточні функції поздовжнього руху:

$$\begin{aligned} W_{V_x}^{\delta_{\Pi}}(p) &= \frac{V_x(p)}{-\delta_{\Pi}(p)} = \frac{a_x^{\delta_{\Pi}}(p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) - a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}(a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta})}{A(p)}; \\ W_{\vartheta}^{\delta_{\Pi}}(p) &= \frac{\vartheta(p)}{-\delta_{\Pi}(p)} = \frac{a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}(p + a_x^{V_x}) - a_x^{\delta_{\Pi}} a_{m_z}^{V_x}}{A(p)}. \end{aligned}$$

Характеристичне рівняння поздовжнього руху

$$A(p) = \begin{vmatrix} (p + a_x^{V_x}) & (a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta}) \\ a_{m_z}^{V_x} & (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \end{vmatrix} = (p + \lambda)(p^2 - 2\xi_{\Pi}\omega_{\Pi}p + \omega_{\Pi}^2) = 0,$$

як правило, має один від'ємний дійсний корінь  $\lambda$  та пару комплексно-спряжених коренів із додатними дійсними частками, оскільки  $\omega_{\Pi} > 0$ , а  $0 < \xi_{\Pi} < 1$ . Такий розподіл коренів відповідає повільно розбіжним перехідним процесам, тому вертоліт як об'єкт управління в поздовжньому русі характеризується коливальною нестійкістю. На рис. 20.9 показані зміни параметрів вільного поздовжнього руху вертольота під впливом моментного збурення.

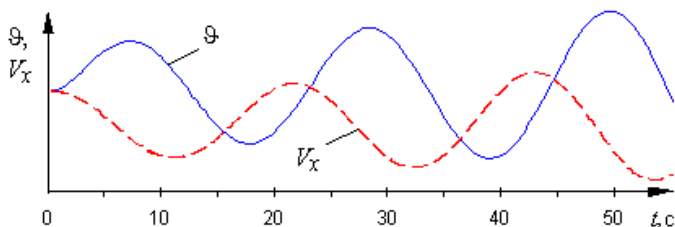


Рис. 20.9

Період коливань нестійкого руху складає 15...35 с, тому ручне управління цілком можливе, хоча й завдає пілоту певні труднощі.

Враховуючи, що льотчик або САУ, працюючи в контурі управління, парює розбіжні коливання поздовжнього руху, можна знехтувати перехресним зв'язком зі швидкості й подати структурну схему математичної моделі вертольота у вигляді (рис. 20.10). Тут

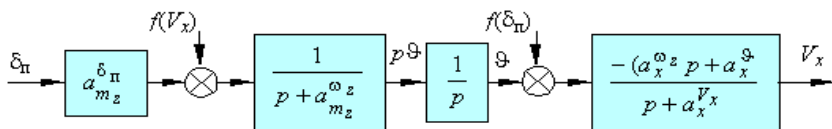


Рис. 20.10

додатково враховується, що швидкість польоту змінюється в основному через зміну кута тангажа, тобто нехтуємо безпосереднім впливом автомата перекосу на зміну швидкості польоту ( $a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p) = 0$ ). Зроблені припущення можуть бути враховані як збурення  $f(V_x)$ ,  $f(\delta_{\Pi})$ .

У САУ вертольотів поздовжній канал автомата перекоосу застосовується для управління кутом тангажа та швидкістю польоту.

Типовий закон стабілізації кута тангажа має вигляд:

$$\delta_{\Pi} = K_{\vartheta} \Delta \vartheta + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta \quad (20.22)$$

Зауважимо, що при отриманні математичної моделі поздовжнього руху не враховувалися залежності аеродинамічних сил та моментів від кута атаки. Ось чому передаточна функція вертольота з кутової швидкості тангажа має вигляд аперіодичної ланки. У дійсності кутовий рух вертольота має високочастотну коливальну складову, тому в режимах автоматичного та сумісного управління застосовуються контури демпфірування. До того ж, контур демпфірування зменшує коливальну нестійкість поздовжнього руху.

Структурна схема контура управління кутом тангажа, що реалізує закон управління (20.22), показана на рис. 20.11.

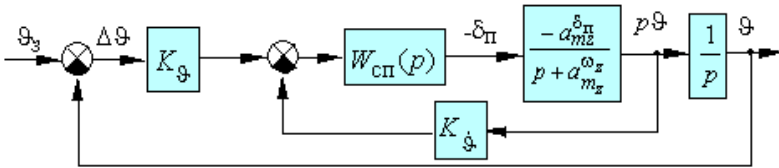


Рис. 20.11

Управління швидкістю польоту реалізується через контур тангажа. Тут у порівнянні з аналогічними контурами автоматичного управління літаком багато схожого. Простіший закон управління може бути реалізований у вигляді:

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

де  $\vartheta_3 = -\frac{K_V}{K_{\vartheta}} (v_3 - V)$ , а структурна схема контура (рис. 20.12) повністю аналогічна контуру управління швидкістю польоту через канал руля висоти.

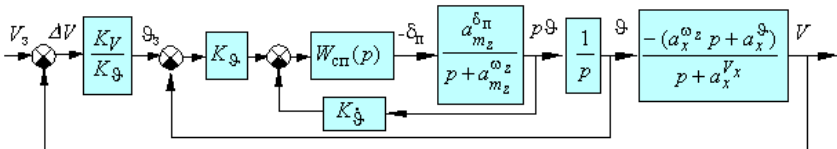


Рис. 20.12

Для підвищення точності можна додавати в закони управління інтегральні складові або формувати управління на основі сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком.

### 20.2.3. Канал бічного горизонтального та кутового руху

Структура моделі бічного горизонтального та кутового руху аналогічна структурі розглянутої моделі поздовжнього руху. Це впливає зі спільності фізичних процесів керування поздовжнім і бічним рухом. У режимі зависання ці процеси повністю ідентичні, відміни містяться тільки в значеннях коефіцієнтів поздовжнього та бічного рухів.

Бічний горизонтальний та кутовий рух, так само як поздовжній, характеризується слабкою коливальною нестійкістю. На рис. 20.13 показані графіки змін координат вільного бічного руху при дії малих початкових збурень.

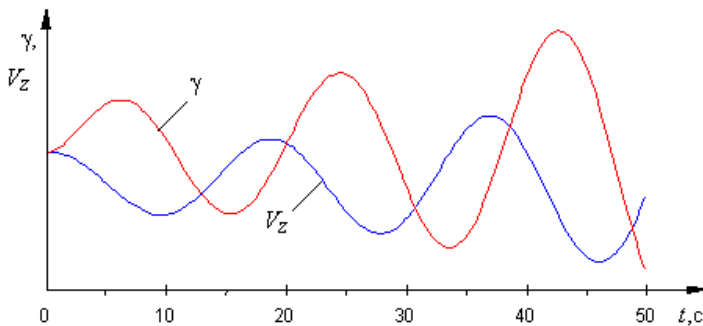


Рис. 20.13

У режимі маршрутного польоту відміни, що пов'язані з наявністю значної поздовжньої швидкості впливають на динаміку бічного руху. Так, при накресненні нахиляється вектор тяги несного гвинта і вертоліт починає змінювати напрямок руху. Набіжний потік повітря створює момент шляхової стійкості, який примушує поздовжню вісь вертольота розвертатись, як у режимі координованого розвороту, синхронно вслід за вектором швидкості. Саме так виконується управління кутом ристання вертольота, тобто через контур крену. Закони управління та структура контура аналогічні контурам автоматичного управління літаків.

### 20.2.4. Канал рискання

Нехтуючи рухом вертольота з крену та тангажа, рівняння кутової швидкості рискання можна отримати із системи (20.1) у вигляді

$$I_y \dot{\omega}_y = M_y.$$

Тут  $M_y = M_{p.r} - M_p$ , де  $M_{p.r}$  – момент рульового гвинта;  $M_p$  – реактивний момент несного гвинта.

Тяга рульового гвинта  $T_{p.r}$ , яка створює зрівноважуючий

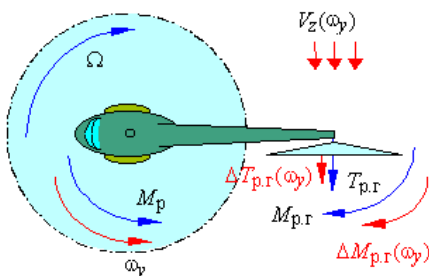


Рис. 20.14

момент  $M_{p.r}$  відносно нормальної осі (рис. 20.14), залежить від кроку рульового гвинта  $\delta_{p.r}$ , а також від швидкості потоку повітря, який обтікає рульовий гвинт і змінює кут атаки його лопатів. Нехтуючи кутом ковзання, можна стверджувати, що цей потік виникає при обертанні

вертольота навколо нормальної осі, а його швидкість пропорційна кутової швидкості  $\omega_y$ . Приріст тяги рульового гвинта  $\Delta T_{p.r}$ , який виникає при наявності кутової швидкості  $\omega_y$ , спрямований на зменшення цієї кутової швидкості, тобто створює демпфіруючий момент.

Тоді

$$M_{p.r} = M_{p.r}(\delta_{p.r}, \omega_y). \quad (20.23)$$

Лінеаризуючи співвідношення (20.23) і виконавши перетворення аналогічні (20.21), отримаємо рівняння математичної моделі каналу рискання в операційній формі:

$$\left( p + a_{m_y}^{\omega_y} \right) \omega_y(p) = a_{m_y}^{\delta_{p.r}} \delta_{p.r}(p) + f(M_p), \quad (20.24)$$

де  $f(M_p)$  – збурення від незрівноваженого реактивного моменту  $M_p$ .

У співвідношенні (20.24)

$$a_{m_y}^{\omega_y} = -\frac{M_{p,\Gamma}^{\omega_y}}{I_y}; \quad a_{m_y}^{\delta_{p,\Gamma}} = \frac{M_{p,\Gamma}^{\delta_{p,\Gamma}}}{I_y}.$$

Структурна схема математичної моделі каналу рискання зображена на рис. 20.15.

При отриманні математичної моделі каналу рискання не враховувалися залежності моменту  $M_{p,\Gamma}$  від кута ковзання.

Ось чому передаточна функція вертольота з кутовій швидкості рискання має вигляд аперіодичної ланки. Реальний кутовий рух вертольота має високочастотну коливальну складову, тому в режимах автоматичного та сумісного управління застосовуються контури демпфірування.

У САУ вертольотів канал рульового гвинта використовується для стабілізації заданого кута рискання (управління кутом рискання здійснюється через контур крену в режимі координованого розвороту). У режимі управління канал рульового гвинта працює в режимі демпфірування.

Типовий закон стабілізації кута рискання має вигляд

$$\delta_{p,\Gamma} = K_{\Psi} \Delta \Psi + K_{\omega_y} \omega_y. \quad (20.25)$$

Структурна схема контура, що реалізує закон управління (20.25), зображена на рис. 20.16.

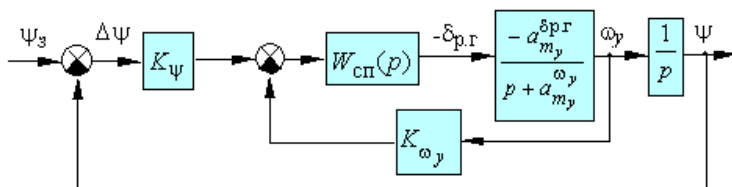


Рис. 20.16

Для підвищення точнісних характеристик контура стабілізації кута рискання можна додавати в закон управління інтегральну складову або формувати управління на основі сервоприводів з ізодромним зворотним зв'язком.

У режимі демпфірування сигнал датчика кутової швидкості, як правило, ізодромується, щоб канал рульового гвинта не заважав виконувати маневри в горизонтальній площині.

$$\delta_{p.r} = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y.$$

Аналогічні підходи до збереження статичних характеристик керованості використовують в контурах поліпшення стійкості та керованості літаків.

Аналіз статичних і динамічних характеристик контурів автоматичного управління вертольота можна проводити, використовуючи ту ж саму методику, що й для контурів автоматичного управління літаків.

### Контрольні питання

1. Як можна керувати рухом вертольота в горизонтальній площині, а також змінювати кути крену та тангажа.?
2. Яку задачу вирішує система “крок-газ”?
3. За рахунок чого можна керувати розворотом вертольота?
4. Проведіть лінеаризацію системи рівнянь (21.3).
5. За рахунок чого підвищується стійкість каналу вертикальної швидкості?
6. Які зроблені припущення при отриманні системи рівнянь, що описує поздовжній поступальний та кутовий рух?
7. Від яких параметрів руху вертольота залежить пропульсивна сила?
8. Використовуючи систему рівнянь (21.21) побудувати структурну схему математичної моделі поздовжнього поступального та кутового руху.
9. У чому особливість вертольота як об’єкта управління в поздовжньому та бічному русі?
10. Запишіть варіанти законів автоматичного управління вертольота в режимі стабілізації висоти та швидкості польоту.
11. Отримати рівняння математичної моделі каналу рискання вертольота. Побудувати структурну схему математичної моделі.
12. Запишіть типовий закон стабілізації кута рискання.



## ПІСЛЯМОВА

Поліпшення льотно-технічних і пілотажних характеристик ЛА тісно пов'язано з прогресом авіаційної техніки, який можна інтерпретувати як розширення експлуатаційних областей з одночасним підвищенням надійності, точності та безпеки польотів. Розширення експлуатаційних областей досягається частіше всього за рахунок адаптованих до умов польоту аеродинамічних форм ЛА та силової установки: адаїпивного крила, розвинутої механізації крила, застосування крила зі змінною стрілоподібністю, органів безпосереднього управління аеродинамічними силами. При цьому більш раціональний розподіл різноманітних функцій між аеродинамікою, конструкцією, двигуном і технічними засобами управління польотом, тобто поширення функцій САУ, використання гак званих систем активного управління призводить до концепції, відповідно до якої аеродинамічне компонування визначається вимогами та можливістю управління. За рахунок поширення функцій засобів автоматизованого управління можна суттєво знизити масу та габарити силових елементів конструкції ЛА, зменшити енергетичні втрати, пов'язані з виконанням польотів, що у свою чергу дозволить значно підвищити дальність польоту, платне навантаження й інші ЛТХ ЛА.

Інтенсивний розвиток і широке впровадження на борту ЛА мікропроцесорної обчислювальної техніки відкривають нові, раніше недоступні, перспективи створення авіаційної техніки в цілому й систем управління польотом окремо. Принципово нові можливості виникають перед САУ польотом у зв'язку з упровадженням бортових цифрових обчислювальних систем (БЦОС). Засвоєння високо розвинутих БЦОС є основою для глибокої інтеграції бортового обладнання та використання нових принципів побудови систем управління польотом ЛА.

Увесь комплекс задач, що стоїть перед перспективним поколінням ЛА, буде розв'язуватися за рахунок високорозвинутих адаптивних оптимальних систем управління польотом, побудованих на основі ідентифікації й оптимізації. Такі системи відносяться до класу систем зі з'єднаним синтезом оптимального управління, тобто до класу універсальних САУ.

## Список літератури

1. АСЛАНЯН А.Э., ФИЛЯШКИН Н.К. Летательный аппарат как объект управления. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 115 с.
2. АСЛАНЯН А.Э., ФИЛЯШКИН Н.К. Электронные и исполнительные устройства систем автоматического управления полетом – К.: Изд-во КВВАИУ, 1985. – 77 с.
3. 3. АЭРОМЕХАНИКА самолета./ Под ред. А.Ф. Бочкарева. – М.: Машиностроение, 1977. – 416 с.
4. БЕЛГОРОДСКИЙ С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. – М.: Транспорт, 1972. – 352 с.
5. БОДНЕР В.А. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
6. БОРОДИН В.Т., РЫЛЬСКИЙ Г.И. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. – М.: Наука, 1978. – 213 с.
7. БУКОВ В.Н. Пилотажные и навигационные системы. Ч.2. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 478 с.
8. БЮШГЕНС Г.С., СТУДНЕВ Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979. – 348 с.
9. ВАСИЛИНИН В.Н. Автоматизация вождения тяжелых самолетов. – М.: Воениздат, 1973. – 199 с.
10. ГУСЬКОВ Ю.П., ЗАГАЙНОВ Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
11. ДОБРОЛЕНСКИЙ Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. – М.: Машиностроение, 1969. – 256 с.
12. ІЛЫН О.Ю., ФІЛЯШКІН М.К., ЧЕРНИХ Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: Вид-во КВВАИУ, 1999. – 335 с.
13. КАЛАЧЕВ Г.С. Показатели маневренности, управляемости и устойчивости самолетов. – М.: Оборонгиз, 1958. – 116 с.
14. КАШИН Г.М., ФЕДОРЕНКО Г.И. Автоматическое управление продольным движением упругого самолета. – М.: Машиностроение, 1974. – 312 с.
15. КОЗЛОВ В.И. Системы автоматического управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1979. – 216 с.

16. КРАСОВСКИЙ А.А. Системы автоматического управления полетом пилотируемых летательных аппаратов. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1971. – 498 с.
17. КРАСОВСКИЙ А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. – 560 с.
18. КРАСОВСКИЙ А.А., ВАВИЛОВ Ю.А., СУЧКОВ А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 478 с.
19. КРЫМОВ Б.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1987. – 258 с.
20. ЛИГУМ Т.И., ЮРОВСКИЙ С.И. Аэродинамика самолета Ту-134. – М.: Транспорт, 1969. – 304 с.
21. МИХАЛЕВ И.А., ОКОЕЛОВ Б.Н., ПАВЛИНА И.Г. и др. Системы автоматического и директорного управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1974. – 232 с.
22. МИХАЛЕВ И.А., ОКОЕЛОВ Б.Н., ЧИКУЛАЕВ М.С. Системы автоматической посадки. – М.: Машиностроение, 1975. – 216 с.
23. НОВОСЕЛОВ А.С., БОЛНОКИН В.Е., ЧИНАЕВ П.И., ЮРЬЕВ А.Н. Системы адаптивного управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1987. – 280 с.
24. ПУГАЧЕВ В.С., КАЗАКОВ И.Е., ЕВЛАНОВ Л.Г. Основы автоматического управления. – М.: Машиностроение, 1974. – 719 с.
25. СИНЕГЛАЗОВ В.М., РЕШЕТНЯК Е.П., ЗИАТДИНОВ Ю.К. Активное управление как средство повышения ресурса воздушных судов. – К.: Техніка, 1998. – 232 с.
26. СИЛЬВЕСТРОВ М.М., КОЗИОРОВ Л.М., ПОНОМАРЕНКО В.А. Автоматизация управления летательными аппаратами с учетом человеческого фактора. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.
27. СНЕШКО Ю.И. Исследование в полете устойчивости и управляемости самолета. – М.: Машиностроение, 1971. – 328 с.
28. ФИЛЯШКИН Н.К., ГРИЦЕНКО А.С., ДИЧЕК А.И. Автоматическое и директорное управление полетом летательных аппаратов. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 250 с.
29. ХИВРИЧ И.Б., БЕЛКИН А.М. Автоматизированное вождение воздушных судов. – М.: Транспорт, 1985. – 328 с.

## МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПРОСТОРОВОГО РУХУ ЛІТАКА

При отриманні рівнянь просторового руху приймаються такі припущення:

- літак являє собою абсолютне жорстке тіло з постійними інерційно-масовими характеристиками;
- осі зв'язаної системи координат збігаються з головними осями інерції, тобто, відцентрові моменти інерції дорівнюють нулю;
- вектор тяги прикладений до центра мас і не створює додаткових моментів;
- Земля плоска, не обертається і не переміщується в інерціальному просторі, тобто, не враховуються переносні та коріолісові сили й моменти;
- повітряне середовище нерухоме.

Рівняння руху літака, як твердого тіла, можуть бути одержані з законів збереження кількості та моменту кількості руху, які у векторній формі мають вигляд:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}; \quad \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}, \quad (\text{Д 1.1})$$

де  $m$  – маса літака;  $\vec{V}$  – вектор повітряної швидкості;  $\vec{F}$  – вектор зовнішніх сил, діючих на літак;  $\vec{K}$  – вектор моменту кількості руху;  $\vec{M}$  – аеродинамічний момент.

Із векторного аналізу відомо, що похідна вектора  $\vec{A}$  у нерухомій системі координат  $\left( \frac{d\vec{A}}{dt} \right)$  може бути подана як сума похідної

вектора в рухомій системі координат  $\left( \frac{d\vec{A}}{dt} \right)_P$  та векторного добутку

кутової швидкості  $\vec{\Omega}$  обертання рухомої системи координат відносно нерухомої на вектор  $\vec{A}$ :

Продовження дод.1

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \left( \frac{d\vec{A}}{dt} \right)_P + \vec{\Omega} \times \vec{A}. \quad (\text{Д } 1.2)$$

Саме в такому вигляді векторні рівняння (Д 1.1) проєктують на осі рухомих систем координат.

Складові векторного добутку ( $\vec{\Omega} \times \vec{A}$ ) визначаються як алгебраїчне доповнення першої строки детермінанта

$$\vec{\Omega} \times \vec{A} = \begin{vmatrix} i & j & k \\ \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ A_x & A_y & A_z \end{vmatrix}$$

і у проєкціях на осі зв'язаної системи координат мають вигляд:

$$\begin{aligned} \text{на вісь } OX & \quad \omega_y A_z - \omega_z A_y; \\ \text{на вісь } OY & \quad -(\omega_x A_z - \omega_z A_x); \\ \text{на вісь } OZ & \quad \omega_x A_y - \omega_y A_x. \end{aligned} \quad (\text{Д } 1.3)$$

Тут  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проєкції вектора абсолютної кутової швидкості  $\Omega$  на осі зв'язаної системи координат;  $A_x, A_y, A_z$  – проєкції вектора  $A$  на осі зв'язаної системи координат.

### **Рівняння сил**

Використовуючи формулу повної похідної вектора (Д1.2), (Д1.3) можна записати перше векторне рівняння (Д 1.1) – закон збереження кількості руху, як рівняння сил у проєкціях на осі зв'язаної системи координат:

$$\begin{aligned} m \left( \dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= F_x; \\ m \left( \dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= F_y; \\ m \left( \dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= F_z, \end{aligned} \quad (\text{Д } 1.4)$$

де  $F_x, F_y, F_z$  – проєкції вектора зовнішніх сил на осі зв'язаної системи координат;  $V_x, V_y, V_z$  – проєкції вектора швидкості руху центра мас ЛА на осі зв'язаної системи координат.

Але в траєкторній системі координат рівняння сил типу (Д 1.4) мають більш простий вигляд, оскільки вісь  $OX_k$  траєкторної системи

координат збігається з вектором швидкості, а проекції вектора швидкості на осі  $OY_K$ ,  $OZ_K$  дорівнюють нулю:

$$V_{x_K} = V; \dot{V}_{x_K} = \dot{V}; V_{y_K} = 0; V_{z_K} = 0; \dot{V}_{y_K} = 0; \dot{V}_{z_K} = 0.$$

Крім того, при записуванні в траекторній системі координат у рівняннях сил добре проглядається динаміка зміни параметрів польоту під впливом аеродинамічних сил. Отже, рівняння сил, що записані в траекторній системі координат, мають вигляд:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= F_{x_K}; \\ mV\omega_{z_K} &= F_{y_K}; \\ -mV\omega_{y_K} &= F_{z_K}, \end{aligned} \quad (\text{Д } 1.5)$$

де  $F_{x_K}$ ,  $F_{y_K}$ ,  $F_{z_K}$ ,  $\omega_{y_K}$ ,  $\omega_{z_K}$  — проекції вектора зовнішніх сил і вектора абсолютної кутової швидкості обертання ЛА на осі траекторної системи координат.

Розкриваючи праві частини системи рівнянь (Д 1.5), будемо враховувати тягу двигуна  $P$ , силу ваги  $G$  та повну аеродинамічну силу  $R$ , яка складається з піднімальної сили  $Y_a$ , сили лобового опору  $X_a$ , бічної сили  $Z_a$ , тобто

$$F_{x_K} = P_{x_K} + G_{x_K} + R_{x_K}; F_{y_K} = P_{y_K} + G_{y_K} + R_{y_K}; F_{z_K} = P_{z_K} + G_{z_K} + R_{z_K}.$$

Аеродинамічні сили визначаються у швидкісній системі координат і спрямовані за відповідними осями цієї системи, причому напрямком сили лобового опору  $X_a$  збігається з негативним напрямком осі  $OX_a$ , яка у свою чергу збігається з

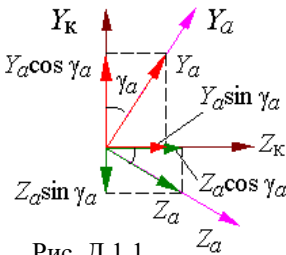


Рис. Д 1.1

напрямом осі  $OX_K$  траекторної системи координат. Швидкісна система координат нахилена відносно траекторної на швидкісний кут крену  $\gamma_a$ , тому проекції повної аеродинамічної сили  $R$  на осі траекторної системи координат (рис. Д 1.1) визначаються так:

$$\begin{aligned} R_{x_K} &= -X_a; \\ R_{y_K} &= Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a; \\ R_{z_K} &= Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a. \end{aligned} \quad (\text{Д } 1.6)$$

Вектор тяги  $P$  збігається з напрямком поздовжньої осі ЛА, тому його проекції на осі траєкторної системи координат можна отримати за допомогою матриці  $A_x^{x_k}$  переходу від зв'язаної до траєкторної системи координат:

$$\begin{vmatrix} P_{x_k} \\ P_{y_k} \\ P_{z_k} \end{vmatrix} = A_x^{x_k} \begin{vmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}. \quad (Д 1.7)$$

Співвідношення (Д 1.7) можна також отримати, проектуючи вектор тяги  $P$  на осі траєкторної системи координат:

$$\begin{aligned} P_{x_k} &= P \cos \alpha \cos \beta; \\ P_{y_k} &= P (\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a); \\ P_{z_k} &= P (\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a). \end{aligned} \quad (Д 1.8)$$

Напрямок вектора сили ваги  $G$  збігається з негативним напрямком осі  $Y_g$  нормальної системи координат, яка нахилена відносно площини горизонту на кут  $\Theta$  (рис. Д 1.2), тому проектуючи вектор сили ваги на осі траєкторної системи координат можна отримати:

$$\begin{aligned} G_{x_k} &= -G \sin \Theta; \\ G_{y_k} &= -G \cos \Theta; \\ G_{z_k} &= 0. \end{aligned} \quad (Д 1.9)$$

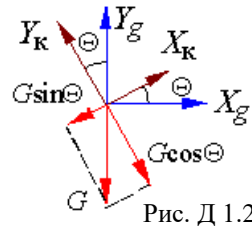


Рис. Д 1.2

Використовуючи співвідношення (Д 1.6), (Д 1.8), (Д 1.9), можна записати рівняння сил в траєкторній системі координат у вигляді:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \Theta; \\ mV\omega_{z_k} &= P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \Theta; \\ -mV\omega_{y_k} &= P(\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a. \end{aligned} \quad (Д 1.10)$$

### Рівняння моментів

Друге векторне рівняння (Д 1.1) – закон збереження моменту кількості руху, можна записати як рівняння моментів, використовуючи формулу повної похідної вектора, у проєкціях на осі зв'язаної системи координат:

$$\begin{aligned} \dot{K}_x + \omega_y K_z - \omega_z K_y &= M_x; \\ \dot{K}_y + \omega_z K_x - \omega_x K_z &= M_y; \\ \dot{K}_z + \omega_x K_y - \omega_y K_x &= M_z. \end{aligned} \quad (\text{Д 1.11})$$

Ці рівняння описують зміну швидкості обертання літака під впливом аеродинамічних моментів  $M_x, M_y, M_z$ .

При записуванні у зв'язаній системі координат, осі якої збігаються з головними осями інерції, рівняння моментів спрощуються, оскільки відцентрові моменти інерції  $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  дорівнюють нулю, і проекції моменту кількості руху на осі зв'язаної системи координат мають простий вигляд:

$$K_x = I_x \omega_x; \quad K_y = I_y \omega_y; \quad K_z = I_z \omega_z, \quad (\text{Д 1.12})$$

де  $I_x, I_y, I_z$  – осьові моменти інерції;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекції вектора кутової швидкості обертання літака на осі зв'язаної системи координат.

Враховуючи (Д1.12), рівняння моментів (Д1.11) матимуть вигляд:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z. \end{aligned} \quad (\text{Д 1.13})$$

З урахуванням прийнятих припущень рух літака як твердого тіла з шістьма ступенями свободи описується шістьма рівняннями – рівняннями сил та моментів. Але, щоб замкнути систему, необхідні додаткові співвідношення для визначення параметрів польоту, від яких залежать праві частини рівнянь сил і моментів.

### **Г е о м е т р и ч н і   р і в н я н н я**

Для обчислення кута атаки  $\alpha$ , кута ковзання  $\beta$  та швидкісного кута крену  $\gamma_a$ , які необхідні для визначення сил та моментів, що діють на літак, скористаємося геометричними співвідношеннями.

Геометричні співвідношення можна отримати шляхом прирівнювання матриці напрямляючих косинусів  $A_x^{xa}$  прямого переходу від зв'язаної системи координат до швидкісної до добутку матриць  $A_x^{xg} A_{xg}^{xa}$  послідовного переходу від зв'язаної системи координат до



нормальної і далі від нормальної до швидкісної. Така процедура ілюструється графом, що наведений на рис. Д 1.3, і може бути записана у вигляді матричного рівняння:

$$A_x^{x_a} = A_x^{x_g} A_{x_g}^{x_a}, \quad (\text{Д } 1.14)$$

де  $A_x^{x_a} = A_2(-\beta)A_3(-\alpha)$ ;

$$A_x^{x_g} = \left( A_x^{x_g} \right)^T = A_2(-\psi)A_3(-\vartheta)A_1(\gamma);$$

$$A_{x_g}^{x_a} = A_1(\gamma_a)A_3(\vartheta_a)A_2(\psi_a).$$

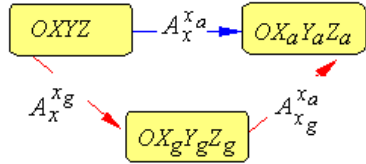


Рис. Д 1.3

Обчислюючи елементи матриць у лівих та правих частинах рівнянь (Д 1.14) і прирівнюючи їх, після деяких тригонометричних перетворень отримаємо геометричні рівняння у вигляді:

$$\begin{aligned} \sin \alpha &= [\sin \vartheta \cos \Theta - \cos \vartheta \sin \Theta \cos(\psi - \Psi)] \cos \gamma_a - \cos \vartheta \sin \gamma_a \sin(\psi - \Psi); \\ \sin \beta &= [\cos \gamma \sin(\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \Psi)] \cos \Theta - \sin \Theta \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \cos \gamma_a &= (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \Theta. \end{aligned} \quad (\text{Д } 1.15)$$

Тут додатково враховано, що при відсутності вітру  $\psi_a = \Psi$ ,  $\vartheta_a = \Theta$ .

Для розв'язання рівнянь (Д 1.15) необхідна інформація про кінематичні параметри руху літака  $\vartheta, \gamma, \psi$ , а також про кути  $\Psi, \Theta$ .

### Кінематичні рівняння

Для обчислення кутів  $\Psi, \Theta$  роздивимося перетворення нормальної системи координат у траекторну шляхом двох послідовних поворотів (рис. Д 1.4). Перший поворот

(1) здійснюється навколо осі  $Y_g$  на кут  $\Psi$ , другий (2) поворот – навколо осі  $Z_k$  на кут  $\Theta$ . Зрозуміло, що кутові швидкості  $\dot{\Psi}, \dot{\Theta}$  спрямовані вздовж відповідних осей. Проектуючи  $\dot{\Psi}, \dot{\Theta}$  на вісі траекторної системи координат, отримаємо:

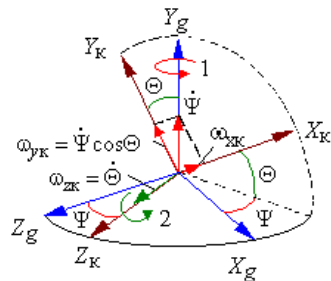


Рис. Д 1.4

$$\begin{aligned}\omega_{y_k} &= \dot{\Psi} \cos \Theta; \\ \omega_{x_k} &= \dot{\Psi} \sin \Theta; \\ \omega_{z_k} &= \dot{\Theta}.\end{aligned}\tag{Д 1.16}$$

Вирази для  $\omega_{y_k}$  та  $\omega_{z_k}$  (перше та третє рівняння системи) будемо використовувати в рівняннях сил для визначення змін кута нахилу траєкторії  $\Theta$  і кута шляху  $\Psi$  під впливом тяги  $P$ , сили ваги  $G$  і аеродинамічних сил: піднімальної сили  $Y_a$ , сили лобового опору  $X_a$ , бічної сили  $Z_a$ .

Кінематичні співвідношення між кутами  $\gamma$ ,  $\vartheta$ ,  $\psi$  та проекціями вектора абсолютної кутової швидкості на осі зв'язаної системи координат  $\omega_x$ ,  $\omega_z$ ,  $\omega_y$  можна отримати з рис. Д 1.5, на якому показане перетворення нормальної системи координат  $OX_g Y_g Z_g$  у зв'язану  $OXYZ$  шляхом трьох поворотів:

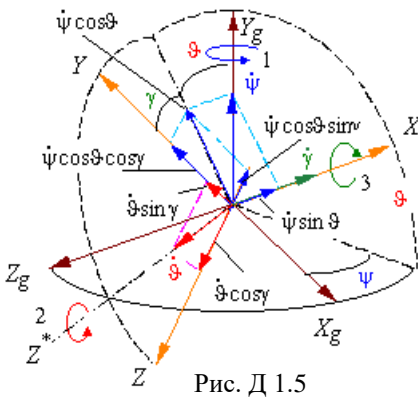


Рис. Д 1.5

1 – навколо осі  $OY_g$ ;  
2 – навколо проміжної осі  $OZ^*$ ;  
3 – навколо осі  $OX$ .

Очевидно, що кутові швидкості  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\vartheta}$ ,  $\dot{\gamma}$ , які спрямовані вздовж відповідних осей, є складові абсолютної кутової швидкості ЛА. Проектуючи  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\vartheta}$  на осі зв'язаної системи координат, отримаємо:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \omega_y &= \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma; \\ \omega_z &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma.\end{aligned}\tag{Д 1.17}$$

Розв'язуючи співвідношення (Д 1.17), отримаємо такі кінематичні рівняння:

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma.\end{aligned}\quad (\text{Д } 1.18)$$

Кінематичні співвідношення (Д 1.18) доповнюють систему рівнянь до повної й описують зміну кутів крену  $\gamma$ , тангажа  $\vartheta$  і ристання  $\psi$ .

Для дослідження траєкторного руху літака необхідно додатково отримати співвідношення для проекцій швидкості польоту на осі нормальної системи координат.

### ***Р і в н я н н я т р а с к т о р н о г о р у х у***

Рівняння траєкторного руху можна отримати проектуючи вектор швидкості, напрямком якого збігається з напрямком осі  $X_K$  траєкторної системи координат, на осі нормальної системи координат (рис. Д 1.6).

$$\begin{aligned}\dot{Y}_g &= \dot{H} = V \sin \Theta; \\ \dot{X}_g &= V \cos \Theta \cos \Psi; \\ \dot{Z}_g &= -V \cos \Theta \sin \Psi.\end{aligned}\quad (\text{Д } 1.19)$$

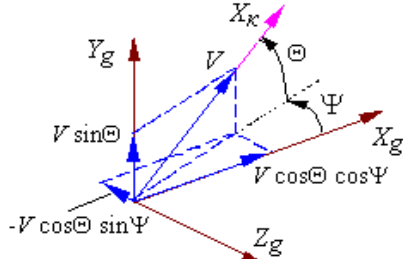


Рис. Д 1.6

Рівняння, що описує зміну висоти польоту  $H$ , необхідне також для виявлення функціональних залежностей аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна від густини повітря, яка змінюється з висотою польоту.

Використовуючи (Д 1.16) в рівняннях сил (Д 1.10), з урахуванням рівнянь моментів (Д 1.13), геометричних (Д 1.15) і кінематичних (Д 1.18) рівнянь, а також рівнянь траєкторного руху (Д 1.19) отримаємо замкнену систему рівнянь, що описує просторовий рух літака у вигляді:

$$\begin{aligned}
m\dot{V} &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \Theta; \\
mV\dot{\Theta} &= P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \Theta; \\
-mV\dot{\Psi} \cos \Theta &= P(\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a; \\
I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z; \\
\sin \alpha &= [\sin \vartheta \cos \Theta - \cos \vartheta \sin \Theta \cos(\psi - \Psi)] \cos \gamma_a - \cos \vartheta \sin \gamma_a \sin(\psi - \Psi); \\
\sin \beta &= [\cos \gamma \sin(\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \Psi)] \cos \Theta - \sin \Theta \cos \vartheta \sin \gamma; \\
\cos \gamma_a &= (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \Theta; \\
\dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta; \\
\dot{\gamma} &= \omega_x + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma); \\
\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
\dot{Y}_g &= \dot{H} = V \sin \Theta; \\
\dot{X}_g &= V \cos \Theta \cos \Psi; \\
\dot{Z}_g &= -V \cos \Theta \sin \Psi.
\end{aligned}$$

У подальшому, розкриваючи залежність аеродинамічних сил і моментів від параметрів польоту,

$$\begin{aligned}
Y_a &= c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad X_a = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad Z_a = c_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S; \\
M_y &= m_y \frac{\rho V^2}{2} S l; \quad M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l; \quad M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A; \\
P &= P(H, V, \delta_{c,\Gamma}),
\end{aligned}$$

де  $c_{y_a} = c_{y_a}(\alpha, V, \delta_B)$ ;  $c_{x_a} = c_{x_a}(\alpha, V)$ ;  $c_{z_a} = c_{z_a}(\beta, \delta_H)$ ;

$m_x = m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_H, \delta_e)$ ;  $m_y = m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_H, \delta_e)$ ;  $m_z = m_z(V, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_B)$ ,

отриману систему рівнянь можна використовувати для аналізу контурів автоматичного управління шляхом моделювання на ЦОМ.

## ВИВІД ЛІНЕАРИЗОВАНИХ РІВНЯНЬ НА ОСНОВІ ПОВНОЇ СИСТЕМИ РІВНЯНЬ ІЗЛЬОВАНОГО ПОЗДОВЖНЬОГО РУХУ

Для лінеаризації нелінійної системи рівнянь (2.1) 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:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V}_0 &= P_0 \cos \alpha_0 - X_{a0} - mg \sin \Theta_0; \\
 mV_0\dot{\Theta}_0 &= P_0 \sin \alpha_0 + Y_{a0} - mg \cos \Theta_0; \\
 I_z\dot{\omega}_{z0} &= M_{z0}; \\
 \dot{\vartheta}_0 &= \omega_{z0}; \\
 \alpha_0 &= \vartheta_0 - \Theta_0; \\
 \dot{H}_0 &= V_0 \sin \Theta_0.
 \end{aligned}
 \tag{Д 2.1}$$

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

$$\begin{aligned}
 V &= V_0 + \Delta V; & P &= P_0 + \Delta P; & X_a &= X_{a0} + \Delta X_a; \\
 Y_a &= Y_{a0} + \Delta Y_a; & M_z &= M_{z0} + \Delta M_z; & \Theta &= \Theta_0 + \Delta \Theta; \\
 \vartheta &= \vartheta_0 + \Delta \vartheta; & \alpha &= \alpha_0 + \Delta \alpha; & \delta_B &= \delta_{B0} + \Delta \delta_B; \\
 \delta_p &= \delta_{p0} + \Delta \delta_p; & H &= H_0 + \Delta H.
 \end{aligned}
 \tag{Д 2.2}$$

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

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

Для подання нелінійних залежностей вихідної системи рівнянь у вигляді (Д 2.2) 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

$$\begin{aligned} X_a &= X_a(V, H, \alpha); \quad Y_a = Y_a(V, H, \alpha); \\ M_z &= M_z(V, H, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_B); \\ P &= P(V, H, \delta_p) \end{aligned}$$

має вигляд:

$$Y_a = Y_{a0} + Y_a^V \Delta V + Y_a^H \Delta H + Y_a^\alpha \Delta \alpha; \quad (\text{Д } 2.3)$$

$$X_a = X_{a0} + X_a^V \Delta V + X_a^H \Delta H + X_a^\alpha \Delta \alpha;$$

$$\begin{aligned} M_z &= M_{z0} + M_z^V \Delta V + M_z^H \Delta H + M_z^\alpha \Delta \alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + M_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \\ &+ M_z^{\delta_B} \Delta \delta_B; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P \cos \alpha &= P_0 \cos \alpha_0 + (P^V \cos \alpha_0) \Delta V + (P^H \cos \alpha_0) \Delta H + (P^{\delta_p} \cos \alpha_0) \Delta \delta_p - \\ &- (P_0 \sin \alpha_0) \Delta \alpha; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P \cos \alpha &= P_0 \sin \alpha_0 + (P^V \sin \alpha_0) \Delta V + (P^H \sin \alpha_0) \Delta H + (P^{\delta_p} \sin \alpha_0) \Delta \delta_p + \\ &+ (P_0 \cos \alpha_0) \Delta \alpha; \end{aligned}$$

$$mg \sin \Theta = mg \sin \Theta_0 + (mg \cos \Theta_0) \Delta \Theta = (mg \cos \Theta_0) \Delta \Theta;$$

$$mg \cos \Theta = mg \cos \Theta_0 - (mg \sin \Theta_0) \Delta \Theta = mg \cos \Theta_0;$$

$$V \sin \Theta = V_0 \sin \Theta_0 + (\sin \Theta_0) \Delta V + (V_0 \cos \Theta_0) \Delta \Theta = (V_0 \cos \Theta_0) \Delta \Theta;$$

$$mV\dot{\Theta} = mV_0\dot{\Theta}_0 + (mV_0)\Delta\dot{\Theta} + (m\dot{\Theta}_0)\Delta V = mV_0\Delta\dot{\Theta}.$$

В останніх чотирьох рівняннях урахується, що

$$\sin \Theta_0 = 0; \quad \dot{\Theta}_0 = 0.$$

Підставимо отримані вирази (Д 2.3) у вихідну систему (2.1), віднімемо з цих рівнянь рівняння незбуреного руху (Д 2.1). 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:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_x^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_x^H \Delta H &= \bar{a}_x^{\delta_P} \Delta \delta_P; \\
 \Delta \dot{\Theta} + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_y^H \Delta H &= \bar{a}_y^{\delta_P} \Delta \delta_P; \\
 \Delta \dot{\omega}_z + \bar{a}_{m_z}^V \Delta V + \bar{a}_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{a}_{m_z}^H \Delta H &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} \Delta \delta_B; \\
 \Delta \dot{\Theta} &= \Delta \omega_z; \\
 \Delta \alpha &= \Delta \Theta - \Delta \Theta; \\
 \Delta \dot{H} + \bar{a}_H^V \Delta V + \bar{a}_H^\Theta \Delta \Theta &= 0.
 \end{aligned} \tag{Д 2.4}$$

Коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 \bar{a}_x^V &= \frac{1}{m} (X_a^V - P^V \cos \alpha_0); \quad \bar{a}_x^\alpha = \frac{1}{m} (X_a^\alpha + P_0 \sin \alpha_0); \quad \bar{a}_x^\Theta = g \cos \Theta_0; \\
 \bar{a}_x^H &= \frac{1}{m} (X_a^H - P^H \cos \alpha_0); \quad \bar{a}_x^{\delta_P} = \frac{1}{m} P^{\delta_P} \cos \alpha_0; \\
 \bar{a}_y^V &= -\frac{1}{mV_0} (Y_a^V + P^V \sin \alpha_0); \quad \bar{a}_y^\alpha = -\frac{1}{mV_0} (Y_a^\alpha + P_0 \cos \alpha_0); \\
 \bar{a}_y^\Theta &= -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0; \quad \bar{a}_y^H = -\frac{1}{mV_0} (Y_a^H + P^H \sin \alpha_0); \quad \bar{a}_y^{\delta_P} = \frac{1}{mV_0} P^{\delta_P} \sin \alpha_0; \\
 \bar{a}_{m_z}^V &= -\frac{M_z^V}{I_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^\alpha = -\frac{M_z^\alpha}{I_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} = -\frac{M_z^{\dot{\alpha}}}{I_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{I_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^H = -\frac{M_z^H}{I_z}; \\
 \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} &= \frac{M_z^{\delta_B}}{I_z}; \quad \bar{a}_H^V = -\sin \Theta_0; \quad \bar{a}_H^\Theta = -V_0 \cos \Theta_0.
 \end{aligned} \tag{Д 2.5}$$

Коефіцієнти  $\bar{a}_x^H$ ,  $\bar{a}_y^H$ ,  $\bar{a}_{m_z}^H$  обумовлюють зміни аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна при змінах густини повітря з висотою польоту. При малих відхиленнях із висоти  $\Delta H$  можна знехтувати складовими  $\bar{a}_x^H \Delta H$ ,  $\bar{a}_y^H \Delta H$ ,  $\bar{a}_{m_z}^H \Delta H$ , 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  $\bar{a}_y^{\delta_P}$ , зважаючи на його малість.

Перетворимо систему рівнянь (Д 2.4). Після диференціювання співвідношення  $\Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta$  та підставлення в нього  $\Delta\dot{\vartheta} = \Delta\omega_z$  можна з урахуванням другого рівняння системи (Д 2.4) отримати

$$\Delta\dot{\alpha} = \Delta\omega_z + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta\Theta. \quad (\text{Д 2.6})$$

Підставляючи  $\dot{\alpha}$  у третє рівняння системи (Д 2.4) і доповнюючи систему співвідношенням (Д 2.6), отримаємо з урахуванням зроблених вище припущень:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_x^\Theta \Delta\Theta &= \bar{a}_x^{\delta_p} \Delta\delta_p; \\ \Delta\dot{\Theta} + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta\Theta &= 0; \\ \Delta\dot{\omega}_z + \bar{a}_{m_z}^V \Delta V + \bar{a}_{m_z}^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_{m_z}^\Theta \Delta\Theta + \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} \Delta\omega_z &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} \Delta\delta_B; \\ \Delta\dot{\alpha} - \bar{a}_y^V \Delta V - \bar{a}_y^\alpha \Delta\alpha - \bar{a}_y^\Theta \Delta\Theta - \Delta\omega_z &= 0. \end{aligned} \quad (\text{Д 2.7})$$

Коефіцієнти третього рівняння системи (Д 2.7) перераховуються за формулами:

$$\begin{aligned} \bar{a}_{m_z}^V &= \bar{a}_{m_z}^V + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^V; \\ \bar{a}_{m_z}^\alpha &= \bar{a}_{m_z}^\alpha + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^\alpha; \\ \bar{a}_{m_z}^\Theta &= \bar{a}_{m_z}^\Theta + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^\Theta; \\ \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} &= \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}}. \end{aligned} \quad (\text{Д 2.8})$$

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.

Наприклад:  $\bar{x} = \frac{\Delta x}{x_0}$ , де  $x_0$  – базове значення перемінної  $x$ .

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  $\Delta V$  та похідну від  $\Delta V$ , на  $V_0$ , а обидві частини першого рівняння поділимо на  $V_0$ . Внаслідок отримаємо:

$$\begin{aligned} \dot{V} + a_x^V V + a_x^\Theta \Theta + a_x^\alpha \alpha &= a_x^{\delta_P} \delta_P; \\ \dot{\Theta} + a_y^V V + a_y^\Theta \Theta + a_y^\alpha \alpha &= 0; \\ \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V V + a_{m_z}^\Theta \Theta + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\alpha} - a_y^V V - a_y^\Theta \Theta - \omega_z - a_y^\alpha \alpha &= 0. \end{aligned} \quad (\text{Д } 2.9)$$

Коефіцієнти математичної моделі (Д 2.9), з урахуванням (Д 2.5), (Д 2.8) та співвідношень для аеродинамічних сил і моментів (1.12), мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_x^V = \bar{a}_x^V &= \frac{1}{\tau_a} (c_{x_a} + \frac{V_0 c_{x_a}^V}{2}) - \frac{P^V \cos \alpha_0}{m}; \quad \bar{a}_x^\Theta = \frac{\bar{a}_x^\Theta}{V_0} = \frac{g \cos \Theta_0}{V_0}; \\ a_x^\alpha &= \frac{\bar{a}_x^\alpha}{V_0} = \frac{c_{x_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \sin \alpha_0}{mV_0}; \quad a_x^{\delta_P} = \frac{\bar{a}_x^{\delta_P}}{V_0} = \frac{P^{\delta_P}}{mV_0} \cos \alpha_0; \\ a_y^V &= \bar{a}_y^V V_0 = -\frac{1}{\tau_a} (c_{y_a} + \frac{V_0 c_{y_a}^V}{2}) - \frac{P^V \sin \alpha_0}{m}; \quad \text{Д2.29} \\ a_y^\alpha &= \bar{a}_y^\alpha = -(\frac{c_{y_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \cos \alpha_0}{mV_0}); \quad a_y^\Theta = \bar{a}_y^\Theta = -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0; \\ a_{m_z}^V &= \bar{a}_{m_z}^V V_0 = -\chi(m_z^V V_0 + 2m_z + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^V); \quad a_{m_z}^{\delta_B} = \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} = \chi m_z^{\delta_B}; \\ a_{m_z}^\alpha &= \bar{a}_{m_z}^\alpha = -\chi(m_z^\alpha + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha); \quad a_{m_z}^{\omega_z} = \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} = -\chi \frac{b_A}{V_0} (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}); \\ a_{m_z}^\Theta &= \bar{a}_{m_z}^\Theta = -\chi \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\Theta; \quad \tau_a = \frac{m}{\rho_0 V_0 S}; \quad \chi = \frac{\rho_0 V_0^2 S b_A}{2I_z}; \end{aligned}$$

У (Д 2.10)  $\bar{m}_z^{\omega_z}$ ,  $\bar{m}_z^{\dot{\alpha}}$  похідні з безрозмірних кутових швидкостей

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

Далі, застосовуючи перетворення Лапласа до системи (Д 2.9) при нульових початкових умовах, отримуємо математичну модель поздовжнього руху літака в операційній формі:

$$\begin{aligned} (p + a_x^V)V(p) + a_x^\Theta \Theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) &= a_x^{\delta_p} \delta_p(p); \\ a_y^V V(p) + (p + a_y^\Theta)\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\ a_{m_z}^V V(p) + a_{m_z}^\Theta \Theta(p) + (p + a_{m_z}^{\omega_z})\omega_z(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B(p); \\ -a_y^V V(p) - a_y^\Theta \Theta(p) - \omega_z(p) + (p - a_y^\alpha)\alpha(p) &= 0. \end{aligned} \quad (\text{Д 2.11})$$

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

$$\sin \Theta_0 = 0, \quad \text{а,} \quad \text{отже,} \quad \text{коефіцієнти} \quad a_y^\Theta = -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0 = 0;$$

$$a_{m_z}^\Theta = -\chi \frac{b_A}{V_0} \bar{m}_z^{\dot{\alpha}} a_y^\Theta = 0. \quad \text{Враховуючи ці умови, система рівнянь, що}$$

описує поздовжній короткоперіодичний рух, набуває вигляду:

$$\begin{aligned} p\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\ (p + a_{m_z}^{\omega_z})\omega_z(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B(p); \\ -\omega_z(p) + (p - a_y^\alpha)\alpha(p) &= 0. \end{aligned} \quad (\text{Д 2.12})$$

Перше рівняння системи (Д 2.12) не впливає на інші тому може розглядатись окремо. Системі з двох рівнянь, що залишаються, відповідає характеристичне рівняння:

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

$$\text{де } a_1 = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha;$$

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

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:

$$\begin{aligned} (p + a_x^V)V(p) + a_x^\Theta \Theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) &= a_x^{\delta_p} \delta_p(p); \\ a_y^V V(p) + p\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\ a_{m_z}^V V(p) + a_{m_z}^{\omega_z} p\Theta(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B(p). \end{aligned} \quad (\text{Д } 2.13)$$

Системі (Д 2.13) відповідає характеристичне рівняння.

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

$$\text{де } n_2 = a_{m_z}^\alpha;$$

$$n_1 = a_{m_z}^\alpha a_x^V - a_x^\alpha a_{m_z}^V;$$

$$n_0 = a_x^\Theta (a_{m_z}^V a_y^\alpha - a_{m_z}^\alpha a_y^V).$$

Таким чином, поздовжній рух літака, що описується системою рівнянь (Д 2.11), розпадається на дві складові, які рознесені за часом і частотою, що надає можливість їх роздільного дослідження.

## МЕТОДИКА АНАЛІЗУ СТАТИЧНИХ ТА ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНТУРІВ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ

Для наближеного аналізу контура управління можна застосувати аналіз, оснований на дослідженні ЛАЧХ розімкненої системи.

З точки зору аналізу якості управління, ЛАЧХ можна поділити на три характерних інтервали: інтервал низьких, середніх і високих частот.

Інтервал високих частот визначає фільтруючі якості контура управління. Чим крутіше нахил ЛАЧХ на інтервалі високих частот, тим краще фільтруючі якості контура управління.

### *Аналіз статичних характеристик контурів управління*

Статичні (точнісні) характеристики системи визначає вигляд ЛАЧХ в області низьких частот. За виглядом ЛАЧХ у цій області можна судити про максимальний порядок астатизму (статичну точність), який може бути досягнутий в контурі управління.

Якщо ЛАЧХ в області низьких частот має нахил  $-20$   $\mu$  дБ/дек, то в системі може бути досягнутий  $\mu$ -й порядок астатизму. Але необхідно враховувати, що система, яка астатична по відношенню до керуючого впливу, може мати статичну помилку по відношенню до збурень. Тому, щоб оцінити точнісні характеристики контура управління по відношенню до конкретного збурення, необхідно провести структурний аналіз контура управління, який зводиться до таких правил:

1. Система є *астатичною* по відношенню до відповідного збурення, *якщо вона містить у колі зворотного зв'язку<sup>1</sup> інтегровальні ланки, що не охоплені місцевим зворотним зв'язком*. При цьому кількість інтегровальних ланок визначає порядок астатизму системи по відношенню до відповідного збурення.

2. Система з від'ємним зворотним зв'язком також є *астатичною* якщо у колі *між точкою прикладання збурення і виходом* системи (або *у колі збурення*) є *диференціальна* ланка.

<sup>1</sup> Коло від виходу системи, за яким оцінюють характеристики точності, до точки прикладання збурення. Збурення, що діють усередині внутрішнього контура, повинні бути зведені до входу внутрішнього контура



Цій передаточній функції відповідає коефіцієнт статизму

$$\chi_{\gamma}^e = \Phi_{\Delta\gamma}^e(0),$$

який при  $W_{\Delta\gamma}(p) = \frac{K_{\gamma}}{p} (T_{\gamma} p + 1)$  дорівнює нулю, а, наприклад, при

$W_{\Delta\gamma}(p) = K_{\gamma}$  коефіцієнт статизму

$$\chi_{\gamma}^e = \Phi_{\Delta\gamma}^e(0) = \frac{1}{K_{\gamma}}.$$

У сталому режимі статична помилка визначається у вигляді:

$$\Delta\gamma_f^e = \chi_{\gamma}^e \frac{\delta_e^f}{W_{сп}(p)}.$$

При  $W_{сп}(p)=1$ ,  $W_{\Delta\gamma}(p) = K_{\gamma}$  статична помилка

$$\Delta\gamma_f^e = \frac{\delta_e^f}{K_{\gamma}}.$$

Для спрощення кількісної оцінки статичної помилки у теорії автоматичного управління доказується:

При відсутності астатизму в системі контур якої містить між точкою прикладання збурення й виходом системи **інтегрувальну ланку**, що охоплена внутрішнім зворотним зв'язком, (такими є переважна більшість контурів управління рухом ЛА) **величина статичної помилка** вихідного параметра буде **пропорційна діючому збуренню** (зокрема зведеному) **й обернено пропорційна коефіцієнту підсилення кола зворотного зв'язку**. Величина зведеного до заданої точки збурення в усталеному режимі визначається з урахуванням коефіцієнта підсилення зведеного збурення.

Наприклад, для контура управління, що зображений на рис. Д.3.1 статичні помилки по відношенню до діючих збурень при  $W_{сп}(p)=1$ ,  $W_{\Delta\gamma}(p) = K_{\gamma}$ ,  $W_{\gamma}(p) = K_{\gamma}$  визначаються так:

– по відношенню до збурення  $\delta_c^f$  статична помилка

$$\Delta\gamma_f^e = \delta_c^f / K_{\gamma} ;$$

– по відношенню до збурення  $f_{\text{ВИМ}}^{\dot{\gamma}}$  статична помилка

$$\Delta\gamma_f^{\dot{\gamma}} = f_{\text{ВИМ}}^{\dot{\gamma}} K_{\dot{\gamma}} / K_{\gamma} ;$$

– по відношенню до збурення  $f_{\text{ВИМ}}^{\gamma}$  статична помилка

$$\Delta\gamma_f^{\gamma} = f_{\text{ВИМ}}^{\gamma} .$$

### ***Аналіз динамічних характеристик контурів управління***

Оцінювання динамічних характеристик контура управління здійснюється шляхом аналізу інтервалу середніх частот ЛАЧХ. Інтервал середніх частот ЛАЧХ визначає запас стійкості контура управління. На цьому інтервалі знаходиться частота зрізу  $\omega_{зр}$ , яка визначає час перехідного процесу  $t_{п.п}$  та якість перехідних процесів при дії на контур управління східчастих збурень.

Час перехідного процесу обернено пропорційний  $\omega_{зр}$  і лежить у межах

$$\frac{\pi}{\omega_{зр}} < t_{п.п} < \frac{4\pi}{\omega_{зр}} .$$

Хороша якість перехідного процесу (мінімальне перерегулювання та коливальність) для певного  $t_{п.п} = f(\omega_{зр})$  забезпечується, якщо частота зрізу  $\omega_{зр}$  розташовується на ділянці, яка має нахил  $-20$  дб/дек (аналогія з аперіодичною ланкою), при цьому повинна виконуватись умова

$$1,25 \omega_{с.н} \leq \omega_{зр} \leq 0,25 \omega_{с.в} .$$

Здесь  $\omega_{с.н}$  – частота сопряжения с участком с наклоном менее чем  $-20$  дб/дек ( $-40 \dots -60$  дб/дек) в области низких частот;  $\omega_{с.в}$  – частота сопряжения с участком с наклоном менее чем  $-20$  дб/дек в области высоких частот).

Виконання цієї умови забезпечує не тільки для асимптотичної, але й для реальної ЛАЧХ нахил  $-20$  дБ/дек на частоті зрізу, тобто хорошу якість динамічних характеристик контура управління.

Аналіз динамічних характеристик контура управління зводиться до оцінювання змін параметрів ЛАЧХ на інтервалі середніх частот відносно оптимально побудованої ЛАЧХ при змінах параметрів контура управління, зокрема величин передаточних чисел.

Вплив змін параметрів ЛАЧХ на динамічні характеристики контура управління може бути зведений до таких правил:

1. При збільшенні  $\omega_{зр}$  час перехідного процесу зменшується, але тільки до появи у контурі сильної коливальності, при зменшенні  $\omega_{зр}$  час перехідного процесу збільшується.

2. При наближенні частоти зрізу  $\omega_{зр}$  до  $\omega_{с.в}$  порушується умова  $\omega_{зр} \leq 0,25 \omega_{с.в}$  і збільшується коливальність перехідного процесу, причому частота коливань  $f \approx \omega_{с.в}$ , аналогічно при наближенні  $\omega_{зр}$  до  $\omega_{с.н}$  порушується умова  $\omega_{зр} \geq 1,25 \omega_{с.н}$  і також зростає перерегулювання та коливальність перехідного процесу, але частота коливань  $f$  наближується до  $\omega_{с.н}$ .

3. Зменшення ділянки ЛАЧХ з нахилом  $-20$  дБ / дек, тобто при наближенні частоти  $\omega_{с.н}$  до частоті  $\omega_{с.в}$  ( $5 \omega_{с.н} \ll \omega_{с.в}$ ), стійкість контура управління погіршується, в контурі виникають коливання з частотою, близькою до частоти зрізу.

Наведемо приклад аналізу динамічних характеристик контура управління, структурна схема якого зображена на рис. Д 3.1. Передаточна функція розімкненого контура управління має вигляд:

$$W_{\gamma}(p) = W_{\Delta\gamma}(p)W_{\dot{\gamma}д}^e(p) \frac{1}{p}.$$

При  $W_{\Delta\gamma}(p) = \frac{K_{\tilde{\gamma}}}{p} (T_{\tilde{\gamma}} p + 1)$ ,  $W_{\dot{\gamma}д}^e(p) = \frac{K_{\dot{\gamma}д}^e}{T_{\dot{\gamma}д} p + 1}$  передаточна функція розімкненого контура може бути записана як



$$W_\gamma(p) = \frac{K_{\tilde{\gamma}} K_{\tilde{\gamma}}^e (T_{\tilde{\gamma}} p + 1)}{p^2 (T_{\gamma d} p + 1)}. \quad (\text{Д } 3.1)$$

Передаючий функції (Д 3.1) відповідає ЛАЧХ, що зображена на рис. Д 3.2.

Тут  $\omega_{сн} = \frac{1}{T_{\tilde{\gamma}}}$ ;  $\omega_{св} = \frac{1}{T_{\gamma d}}$ .

Якщо в контурі управління змінюються деякі параметри, наприклад, зменшився коефіцієнт підсилення ( $K_{\gamma d}^e \downarrow$ ), то це призведе до змін характеру побудови нової ЛАЧХ відносно оптимально побудованої (див. рис. Д 3.2).

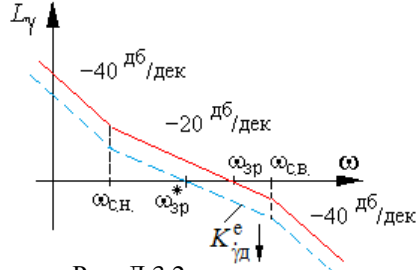


Рис. Д 3.2

Зокрема у новій ЛАЧХ зменшилася частота зрізу ( $\omega_{зр}^* < \omega_{зр}$ ), це свідчить про збільшення часу перехідного процесу в контурі управління. Частота зрізу наблизилась до  $\omega_{сн}$ , порушилася умова  $\omega_{зр} \geq 1,25 \omega_{сн}$ , тому в контурі зростає перерегулювання та коливальність перехідного процесу, причому частота коливань наближується до  $\omega_{сн}$ . З іншого боку частота зрізу  $\omega_{зр}^*$  віддалилася від  $\omega_{св}$ , тому високочастотна складова коливань перехідного процесу у контурі управління практично зникає.