

ЛЕКЦІЯ №1

Тема 1. Математична модель просторового руху літака

Мета та завдання вивчення навчальної дисципліни.

Головні вимоги та порядок проходження дисципліни.

Дана навчальна дисципліна є теоретичною основою сукупності знань та вмінь, що формують авіаційний профіль фахівця в області автоматизації та комп'ютерно-інтегрованих комплексів.

Метою викладання дисципліни є розкриття основних положень теорії автоматичного керування рухом повітряних суден з подальшим вивченням систем та комплексів автоматичного керування повітряних суден.

Завданнями вивчення навчальної дисципліни є:

- оволодіння методами аналізу та синтезу динамічних систем на прикладі систем автоматизованого керування рухом повітряних суден;
- дослідження математичних моделей збуреного руху "вільного" літака, як об'єкта керування;
- дослідження контурів автоматичного керування літака різних рівнів ієрархії в сучасних бортових системах управління

На дисципліну відводиться:

Лекції	– 51
Лабораторні заняття	– 34
Самостійна робота	– 131
Курсовий проект	– 7 семестр
Екзамен	– 7 семестр

Список рекомендованих джерел

Основна рекомендована література

1. Воробьев В.Г., Кузнецов А.А. Автоматическое управление полетом самолетов. М., Транспорт, 1995. - 437 с.
2. Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. К., НАУ. 2002.-465 с.

Додаткові рекомендовані джерела

3. Красовский Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. М., Наука. 1973. - 558 с.

1. ВСТУП

Історія та перспективи розвитку систем автоматизованого керування рухом ПС

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 вирішуванні найпростіших задач пілотування.

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

Математичні моделі просторового руху літака є основою для отримання спрощених математичних моделей, які використовуються при аналізі контурів автоматичного управління. Загальна теорія руху ЛА базується на відомих теоремах класичної механіки. Характеристики руху визначаються з урахуванням поступального руху центра мас літака й обертального 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.

2. Системи координат, їх взаємозв'язок

2.1. Рухомі та нерухомі системи координат

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 уверх 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 уверх 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 $OX_aY_aZ_a$ – 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 $OX_KY_KZ_K$ – 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 уверх 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.

2.2. Взаємне положення систем координат

Положення зв'язаної системи координат $OXYZ$ відносно нормальної системи координат $OX_gY_gZ_g$ визначається трьома кутами: кутом ристання ψ , кутом тангажа ϑ , кутом крену γ (рис. 1.1)

Положення швидкісної системи координат $OX_aY_aZ_a$ відносно нормальної системи координат $OX_gY_gZ_g$ також визначається трьома кутами: швидкісним кутом ристання ψ_a , швидкісним кутом тангажа ϑ_a , швидкісним кутом крену γ_a (рис. 1.2). Визначення цих кутів аналогічне кутам ψ , ϑ , γ для системи координат $OXYZ$.

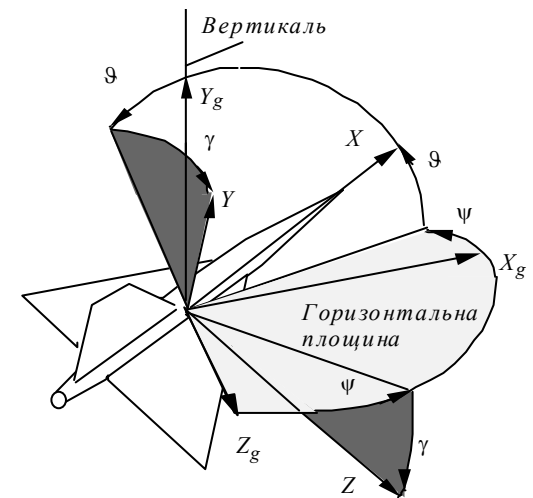


Рис. 1.1

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

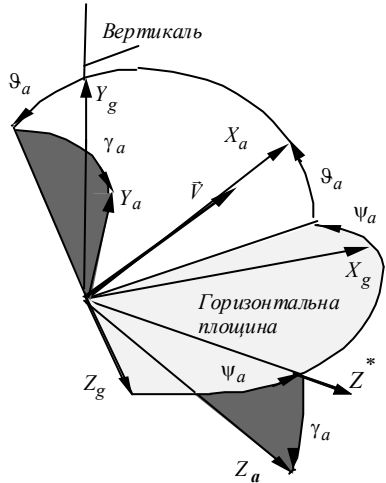


Рис. 1.2

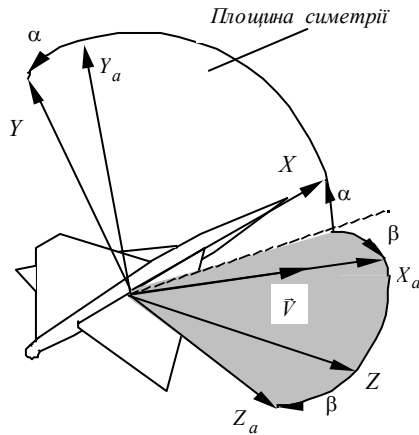


Рис.1.3

Положення траєкторної системи координат $OX_kY_kZ_k$ відносно нормальної системи координат $\vec{V}_{ш} OX_gY_gZ_g$ визначається траєкторними кутами: кутом шляху Ψ і кутом нахилу траєкторії Θ .

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

Схема на рис. 1.5 ілюструє взаємне кутове положення рухомих систем координат. У вузлах схеми розташовані системи координат, а на гілках показані кутові коор-

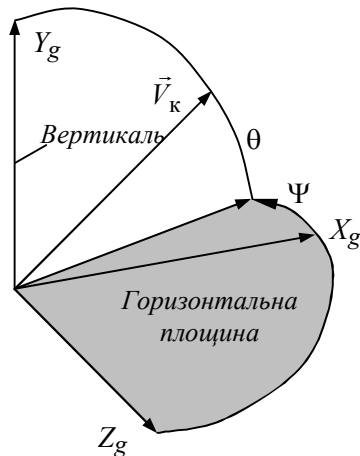


Рис.1.4

динати, які характеризують взаємне положення окремих систем координат.

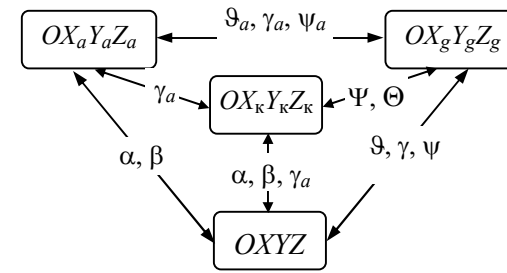


Рис. 1.5

3. 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. Елементи матриці переходу називаються *напрямяючими косинусами*.

Самостійно проробити «Перехід з однієї системи координат в іншу»