

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ
“ ___ ” _____ 2023 р.

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

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

Тема: Контури стійкості та керованості аеропружного літака

Виконавець: студент групи КП-403 Куш Денис Юрійович

Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Консультант розділу «Охорона навколишнього середовища» _____ Ольховик Ю.О.
(підпис)

Консультант розділу «Охорона праці» _____ Козлітін О.О.
(підпис)

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К.
(підпис)

Київ – 2023

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

Освітній ступінь: бакалавр

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ
“ ____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

Куща Дениса Юрійовича

1. Тема роботи: «Конттури стійкості та керованості аеропружного літака»

2. Термін виконання роботи: з 22.05.2023 р. до 14.06.2023 р.

3. Вихідні дані до роботи: Конттури стійкості та керованості аеропружного літака.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): 1. Аналіз впливу пружних деформацій на характеристики літака як об'єкта управління. Резонансні випробування літака. 2. Аналіз впливу аеропружних коливань конструкції літака на динаміку конттурів автоматичного управління. 3. Математичні моделі руху літака з урахуванням аеропружних коливань. 4. Розробка структури системи штурвального управління літака 5. Розробка конттурів демпфірування кутових коливань з послабленням впливу аероавтопружних коливань. 6. Дослідження розроблених конттурів штурвального управління. 7. Дослідження конттуру «пружний ЛА - САУ». 8. Розробка підходів до побудови конттурів погашення аеропружних коливань. 9. Синтез системи активного управління підвищення ресурсу літака.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: 1. Плакат, що ілюструє вплив статичних деформацій на пілотажні характеристики літака. 2. Структурна схема системи активного управління літака. 3. Математичні моделі поздовжнього руху літака з урахуванням аеропружних коливань. 4. Структурна схема конттурів демпфірування кутових коливань з послабленням впливу аероавтопружних коливань. 5. Результати дослідження конттурів штурвального управління.

6. Календарний план-графік:

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел	22.10.2023	
2.	Збір інформації	23.10. 2023	
3.	Аналіз впливу пружних деформацій на характеристики літака	24.10.2023- 25.05.2023	
4.	Аналіз впливу аеропружних коливань конструкції літака на динаміку контурів автоматичного управління	26.10.2023 – 27.10.2023	
5.	Розробка структури системи штурвального управління літака	28.10.2023 – 29.10.2023	
6.	Розробка контурів демпфірування кутових коливань	30.10.2023	
7.	Дослідження розроблених контурів штурвального управління	31.10.2023 – 02.11.2023	
8.	Дослідження контуру «пружний ЛА - САУ»	03.11.2023 – 06.11.2023	
9.	Синтез системи активного управління підвищення ресурсу літака	07.11.2023- 11.11.2023	
10.	Висновки по роботі	12.11.2023	
11.	Оформлення пояснювальної записки	13.11.2023	
12.	Створення презентації	14.11.2023	

7. Консультанти з окремих розділів роботи: (Для магістерської роботи)

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Старший викладач Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	доктор техн. наук, старший дослідник Ольховик Ю.О.		

8. Дата видачі завдання _____

Керівник: _____ Філяшкін М.К

Завдання прийняв до виконання _____ Максимчук М.В.

_____ ” _____ 2023 р.

Реферат

Пояснювальна записка до бакалаврської дипломної роботи «Конттури стійкості та керованості аеропружного літака» містить сторінок-92, розділів-11, рисунків-47, таблиць-6, використаних джерел-8. Розрахунково-експериментальні дослідження, спрямовані на запобігання авто коливанням у польоті пружного маневреного літального апарату (ЛА) із системою автоматичного управління (САУ). Наведено методику та засоби наземних модальних (резонансних) випробувань ЛА для коригування його динамічної моделі, що використовується в розрахунках на флаттер, експериментального визначення характеристик САУ з електроприводом у діапазоні частот пружних коливань та визначення запасів стійкості системи «пружний ЛА — САУ». Для задач динамічної аеропружності найважливішою є завдання забезпечення безпеки літального апарату від появи небезпечних вібрацій у польоті. Йдеться насамперед про запобігання автоколиванням, що визначаються взаємодією інерційних і пружних сил ЛА з аеродинамічними силами, - традиційні завдання флаттера, а також автомобільних коливань системи "пружний ЛА - САУ". Ця робота базується на досвіді розрахунково-експериментальної оцінки стійкості пружних коливань ЛА із системою автоматичного управління і є продовженням публікацій, що відносяться до забезпечення стійкості контуру «пружний ЛА — САУ» та безпеки від флаттера маневрених безпілотних ЛА. Як зазначалося в оглядовій доповіді, у процесі розробки ЛА від початкового етапу проектування до виготовлення дослідного зразка, проводиться низка розрахункових та експериментальних досліджень аеропружності. З урахуванням обмежень достовірності попередніх розрахунків та необхідності коригування розрахункової динамічної схеми за даними наземного експерименту кожна така наступна «ітерація» доповнює та уточнює раніше отримані результати. Кінцевим результатом є висновки щодо безпеки льотних випробувань. Ключові слова: аеропружність, коливання, активне демпфування, аналітичне

конструювання оптимальних регуляторів (АКОР), функція штрафу, енерговитрати.

Перелік скорочень

ЛА - літальний апарат

ЛАЧХ - логарифмічно-амплітудна частотна характеристика ФЧХ- фазово-частотна характеристика

ОУ- об'єкт управління

ММ- математична модель

СПР- система підвищення ресурсу ЗУ- закон управління

САКУ- система активного управління СПК- система підвищення комфорту

ССН- система зниження навантажень ПФС- протифлаттерні системи

ССМН- система зниження маневрових навантажень САУ- система автоматичного управління

ДУС- датчик кутових швидкостей

ОБУПС- органи безпосереднього управління піднімальною силою ОБУБС- органи безпосереднього управління бічною силою

ЗУ- закон управління

ЗМІСТ

Перелік скорочень.....	
Вступ.....	
1. Аналіз впливу пружних деформацій на характеристики літака як об'єкта управління.....	
2. Аналіз впливу аеропружних коливань конструкції літака на динаміку контурів автоматичного управління.....	
3. Математичні моделі руху літака з урахуванням аеропружних коливань.....	
4. Розробка структури системи штурвального управління літака.....	
5. Розробка контурів демпфірування кутових коливань з послабленням впливу аероавтопружних коливань.....	
6. Дослідження розроблених контурів штурвального управління.....	
7. Дослідження контуру «пружний ЛА -САУ»	
8. Розробка підходів до побудови контурів погашення аеропружних коливань.....	
9. Синтез системи активного управління підвищення ресурсу літака.....	
10. Охорона праці.....	
11. Охорона навколишнього середовища.....	
Висновки.....	
Список використаної літератури.....	

Вступ

Під час польоту всі частини літака піддаються пружним деформаціям під впливом різних факторів, таких як турбулентність атмосфери, аеродинамічні сили, що діють на елементи керування та крила, та інші. Ці пружні деформації негативно впливають на ефективність ручного та автоматичного управління літаком.

Для уникнення негативних наслідків статичних і динамічних аеропружних явищ, таких як дивергенція, реверс, флаттер (включаючи апаратурний), необхідно враховувати високу твердість конструкції несучих поверхонь при проектуванні літака. Однак цей підхід має вплив на вагові характеристики літака.

Останнім часом в індустрії авіації впроваджуються системи активного керування, які значно впливають на технічні характеристики літальних апаратів. Для досягнення цих цілей конструктори літаків намагаються поєднати можливості таких систем з конструкцією літака. Наприклад, для мінімізації маси літака Ан-225 використовується система активного керування, що включає підсистему підвищення ресурсу та підсистему демпфірування пружних коливань крила.

Для літака управління стає критичним з погляду конструкційних та аеродинамічних характеристик. Система активного керування дозволяє змінювати конфігурацію та конструкцію літака. Активна система управління повинна гасити пружні коливання конструкції, запобігати аеродинамічному флаттеру та іншим негативним явищам. Конструктори авіації пропонують нові методи для розвантаження конструкції від статичних деформацій і збільшення маневреності літака, такі як адаптивне крило і поворотне сопло. Однак ці методи можна використовувати лише за умови використання автоматики управління польотом, зокрема систем активного управління.

Керування адаптивним крилом є розвитком ідеї безпосереднього впливу на аеродинамічні сили. Конструкція крила дозволяє плавно змінювати форму уздовж

розмаху, що дозволяє оптимізувати параметри польоту.

Використання адаптивної конструкції крила може вирішити ряд проблем, таких як зниження опору, забезпечення адаптивної полярності на всіх режимах польоту, зменшення шуму та вібрацій, економія палива та забезпечення високих критичних швидкостей при аеропружних явищах, таких як флаттер, дивергенція, реверс елеронів і інші.

Загальна мета роботи полягає в розробці системи активного управління для літака з метою підвищення ресурсу конструкції та демпфірування пружних коливань.

РОЗДІЛ 1

1. Аналіз впливу пружних деформацій на характеристики літака як об'єкта управління

В польоті всі частини літального апарату піддаються деформації під впливом різних видів навантажень, які можуть бути статичними або динамічними.

Статичні навантаження вважаються тими, які тривають тривалий час і при цьому зміна їх швидкості менша, ніж швидкість поширення деформацій в конструкції.

У горизонтальному та криволінійному сталому польоті повітряне навантаження на літак, як правило, вважається статичним.

Зі збільшенням швидкості польоту і підвищення напруженості конструкції сучасного літального апарату збільшується кількість деформацій. Це вимагає не лише врахування величини та розподілу навантажень, але і врахування динамічного характеру навантаження на конструкцію.

Динамічні навантаження вважаються тими, у яких швидкість зміни порівнянна із швидкістю деформацій в конструкції.

Динамічні навантаження можуть виникати при посадці літака на злітно-посадкову смугу, русі по нерівній смузі або в турбулентній атмосфері. Під час динамічних навантажень, зумовлених великими прискореннями при деформації конструкції, виникають додаткові сили інерції, які необхідно враховувати.

Всі компоненти літака є **пружними**, що означає їх здатність повертатися до початкової форми після впливу зовнішніх сил, що викликали **пружну деформацію**.

Деформація пружної конструкції впливає на розподіл аеродинамічних сил і, відповідно, на роботу систем управління польотом.

Пружні деформації впливають на обтікання конструкції, що змінює динамічні властивості літального апарату. Це може призводити до помилок у

вимірюваннях датчиків автоматичної системи керування через конструктивні коливання місцезнаходження датчика, що мають значний вплив на ефективність автоматичного керування. Найвидатніший вплив пружної деформації виявляється під час збільшення величини M та швидкісного напору q , а також під час польоту зі значним нормальним перевантаженням n_y .

Методи в рамках наукової галузі "**Аеропружність**" дозволяють оцінити взаємодію аеродинамічних сил із силами пружності та силами інерції, що виникають під час згинальних і крутильних деформацій конструкції.

Ця взаємодія породжує аеропружні явища, які можна класифікувати на динамічні та статичні. Основними джерелами пружної деформації є атмосферна турбулентність та рухи елементів керування.

Давайте розглянемо причини виникнення статичної пружної деформації.

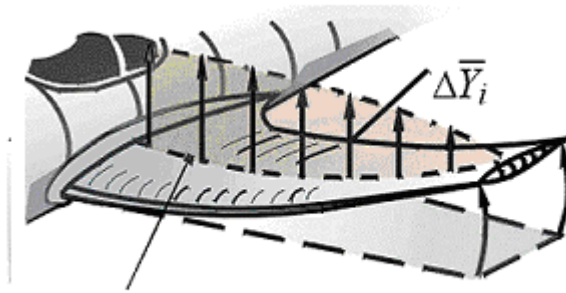
Деформації крила

Деформації крила літака взагалі обумовлені тим, щоб витримувати складні та змінюючіся в часі навантаження.

Під впливом **повітряного навантаження** ΔY_i (такого як різниця тиску над та під крилом, тобто створення піднімальної сили), крило починає згинатись вгору (див. рис. 1.1). Верхня поверхня крила стискається, тоді як його нижня поверхня розтягується.

На будь-якому перерізі прямокутного крила, яке має поздовжню вісь, проходячи вздовж розмаху крила, і ця вісь є перпендикулярною до поздовжньої осі OX літака, можна визначити точку, в якій при застосуванні сили до крила отримується лише його вигинання без безпосереднього закручування.

Ця точка відома як **центр жорсткості** (ц.ж.) перерізу крила.



Лінія центрів тиску крила співпадає з лінією центрів жорсткості перетинів

Рис. 1.1

Лінія, яка об'єднує центри жорсткості для кожного перетину, отримує назву **лінії центрів жорсткості**. Таким чином, деформація крила, яка показана на малюнку, відбувається тільки у випадку, коли лінія центрів твёрдості збігається з **лінією центрів тиску**, яка з'єднує точки центрів тиску в кожному перетині крила.

Положення центру твёрдості визначається виключно характеристиками конструкції і не залежить від характеру навантаження, що діє на крило.

Навантаження може мати різноманітні варіації. Таким чином, положення центру тиску аеродинамічного навантаження змінюється в залежності від режиму польоту. Крім піднімальної сили, на крило також впливає сила тяжіння, яка прикладена **в центрах мас перерізів крила**.

Загалом можна стверджувати, що центри тиску, жорсткості та мас крила є різними, тобто вони не збігаються. Це призводить не лише до вигинання крила, але і до його закручування (див. рис. 1.2).

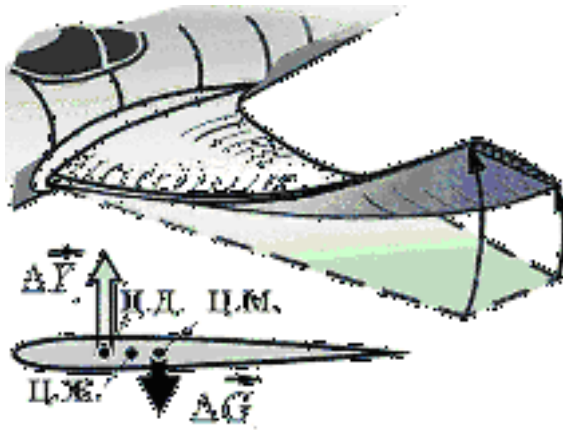


Рис. 1.2

Сили, які викликають вигин та закручування крила, також викликають і **зрушення**, тобто тягнуть один переріз крила відносно іншого (здійснюють "перерізання" крила).

Під впливом сил тяжіння, аеродинамічних та інерційних сил відбувається навантаження та деформація, схожі на оберти лопаті несучого гвинта вертольоту.

Крило додатково піддаватиметься силам, які виникають від авіаційних двигунів. Під впливом сили ваги двигуна $G_{\text{дв}}$, який підвішений на **пілоні** під крилом, крило згинається вниз (у площині крила) та воно обертається проти годинникової стрілки. Під впливом тяжіння $D_{\text{дв}}$ крило вигинається вперед (в площині крила) у напрямку польоту та обертається за годинниковою стрілкою.

Вибираючи відповідні положення центра мас та центра жорсткості агрегатів, конструктор може ефективно зменшити деформації конструкції при навантаженні.

Деформації фюзеляжу

Щодо деформацій фюзеляжу, балансувальна сила горизонтального оперення у польоті $Y_{\text{оп}}$, або, яку ще називають зосередженою силою, разом із розподіленим навантаженням G^z (вага фюзеляжу та вантажів у ньому), викликають вигин фюзеляжу у вертикальній площині (див. рис. 1.3).

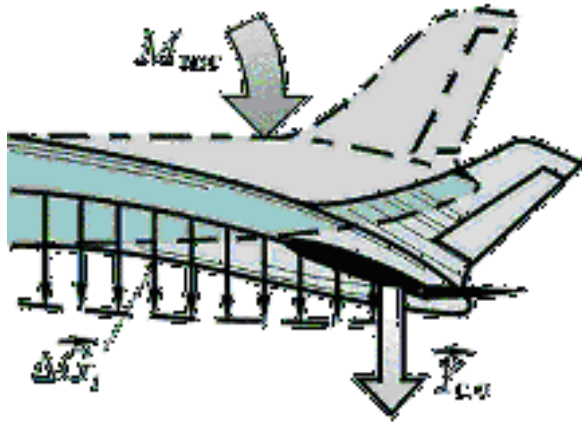


Рис. 1.3

Кривина фюзеляжу призводить до зменшення аеродинамічного моменту. Деформація спричиняє зменшення продольної стійкості гнучкого літака.

Вигин фюзеляжу, що породжує момент $M_{изг}$, та закручування фюзеляжу, обумовлене моментом $M_{кр}$, виникають через вплив сили Z_{δ_i} , виникає при відхиленні керма керування (та відповідно, при руху елеронів), що показано на рис. 1.4.

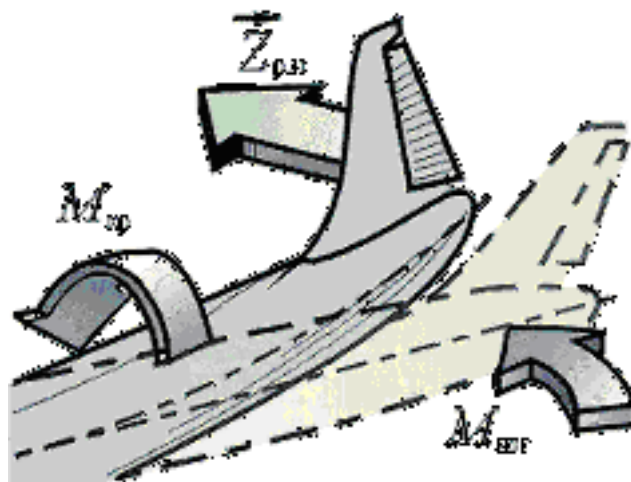


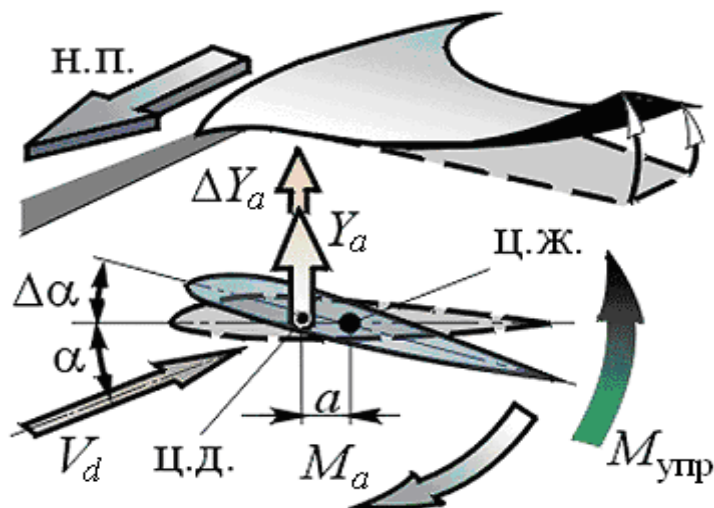
Рис.1.4

Серед статичних аеропружних явищ, які характеризуються взаємодією лише між аеродинамічними та пружинними силами, можна виділити явище **дивергенції несучих поверхонь** і явище **реверсу кермових поверхонь** (елеронів, напрямку, висоти і рулів).

Явище дивергенції

Дивергенція (від лат. *divergentia* - розбіжність) - це явище, що виникає при впливі аеродинамічних сил на несучу поверхню (наприклад, крило або оперення) або на пілон навішення двигуна, що призводить до їхнього закручування до руйнування.

Крило, розташоване в потоці повітря із швидкістю V_d під кутом атаки, створює піднімальну силу $Y_a = c_{ya}^\alpha \alpha (V_d^2 / 2) S$. Внаслідок цього крило починає вигинатися та закручуватися. Коли центр тиску на крилі (див. мал. 5) знаходиться попереду центра твердості, момент, створений піднімальною силою $M_a = Y_a a$, спричинює закручування крила, що збільшує кут атаки на величину $\Delta\alpha$. Це в свою чергу приводить до додаткової піднімальної сили ΔY_a , яка збільшує момент M_a . Закручування крила триватиме, поки момент аеродинамічних сил M_a не компенсується моментом сил пружності $M_{упр}$ структури крила. Зі збільшенням швидкості польоту, сил ΔY_a і моменту M_a , виникає момент, коли зростання моменту зовнішніх сил за рахунок $\Delta\alpha$ перевищує зростання моменту пружних сил $M_{упр}$ конструкції, що призводить до безперервного зростання кута атаки $\Delta\alpha$. Практично це означає втрату статичної стійкості через перевантаження пружної площини.



Швидкість польоту літаючого апарату, при якій момент аеродинамічних сил (M_a) дорівнює моменту сил пружності ($M_{упр}$), отримала назву критичної швидкості дивергенції. Якщо ця швидкість перевищується, то крило руйнується. Проблема боротьби з дивергенцією виникає особливо гостро для крил зворотної стрілоподібності.

Явище реверса

Явище втрати працездатності рульової поверхні під впливом аеродинамічних сил, що призводить до закручування несучої поверхні, отримало назву реверсу рульової поверхні.

Ефективність кермової поверхні визначається реакцією літака на її відхилення. Оцінка ефективності рульової поверхні здійснюється за максимальною кутовою швидкістю обертання літака відносно відповідної осі при повному відхиленні руля.

Ефективність руля висоти оцінюється за кутовою швидкістю обертання ω_z або її похідною $\omega_z^{\delta_a}$ за кутом відхилення рулячи висоти δ_v . Ефективність руля напрямку визначається значенням кутової швидкості ω_ϕ або її похідною $\omega_\phi^{\delta_i}$, де кут відхилення руля напрямку позначається як δ_n . Ефективність елеронів визначається значенням кутової швидкості ω_x або її похідною $\omega_x^{\delta_s}$, де кут відхилення елеронів позначається як δ_s .

Необхідні параметри максимальних кутових швидкостей формуються в технічному завданні для проектування та мають бути визначені під час розробки.

Давайте розглянемо процес реверсування кермової поверхні, взявши за приклад елерон (див. рис. 6). Коли елерон відхиляється під кутом $\Delta\delta_s$ на відрізках крила, які управляються елеронами, виникає додаткова підйомна сила ΔY_s . Якщо відкинути елерон l , необхідна ("корисна") сила ΔY_s , що

виникає безпосередньо на елероні, буде піднімати крило вгору й обертати його відносно центру мас $M_3 = \Delta Y_3 b$. Закручення крила зменшиться на величину $\Delta\alpha$ кута атаки перерізу, де розташовані елерони, що призведе до зменшення підйомної сили на розмір $\Delta\alpha$, що також буде створювати обертовий момент $M_\epsilon = \Delta Y_{\Delta\alpha} a$. Збільшення підйомної сили $\Delta Y_{\delta} = \Delta Y_{\dot{\delta}} - \Delta Y_{\Delta\alpha}$ при відхиленні елерона на гнучкому крилі, очевидно, менше, ніж воно було б при такому ж відхиленні елерона на абсолютно твердому крилі.

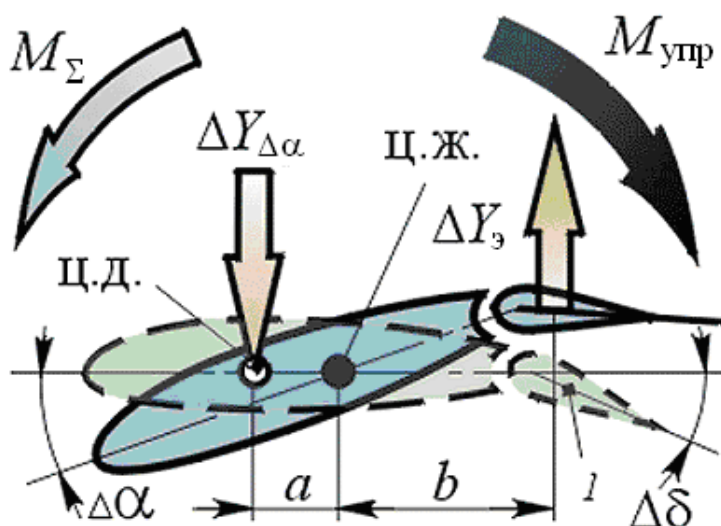


Рис. 1.6

Обертання крила $\dot{I}_\Sigma = \dot{I}_\epsilon + \dot{I}_y$ буде відбуватися до того моменту, поки аеродинамічний момент сил \dot{I}_Σ не зрівноважить момент пружності конструкції крила $M_{упр}$. При збільшенні швидкості польоту "втрата" підйомної сили $\Delta Y_{\Delta\alpha}$ може компенсуватися "придбанням" сили, створеної безпосередньо елероном ΔY_ϵ збільшення в цілому ΔY_ϵ , зникне, отримане внаслідок відхилення елерона. В такому випадку елерони стають абсолютно неефективними.

Швидкість польоту літака, при якій відбувається повна втрата працездатності кермової поверхні, називається критичною швидкістю

реверсу. При відхиленні кермових поверхонь на швидкостях, що перевищують критичну швидкість, виникає зворотна (протилежна бажаній) реакція літака на відхилення керма (реверс кермової поверхні). Під час проектування літака необхідно забезпечити жорсткість конструкції несучих поверхонь, щоб уникнути явищ дивергенції й реверсу в усьому діапазоні режимів польоту, як визначено в технічному завданні.

Повноцінний вплив гнучкості конструкції літака на його динаміку польоту можна належним чином оцінити лише при врахуванні динамічних еластичних деформацій.

Під час аналізу динамічних еластичних деформацій, крім еластичних сил, які впливають на аеродинамічні характеристики крила та фюзеляжу, враховують інерційні сили, що викликають часові зміни деформацій, іншими словами, зміна конфігурації літака є коливальним процесом. Ці обчислені коливання відомі як аеропружність через взаємозв'язок аеродинамічних навантажень та аеропружних деформацій.

З різноманітних динамічних аеропружних явищ, що виявляються у взаємодії аеродинамічних, еластичних і інерційних сил, а також небезпечними коливаннями, виявленими у вібраціях конструкції, важливими є коливання окремих частин літака, викликані вітровими поривами у турбулентній атмосфері, які часто мають циклічний характер, а також явища, відомі як "бафтинг" і "флаттер".

Явище бафтинга

Бафтинг, що перекладається як "биття" чи "зіткнення", представляє собою вібрацію будь-якої частини літака, часто хвостового оперення. Ця вібрація виникає в результаті періодичних змін аеродинамічних сил, що виникають при обтіканні цієї частини літака потоком, який має завихрення внаслідок взаємодії зі струменем повітря від крила, що розташоване спереду, або від різних надбудов на фюзеляжі, випущених шасі, відкритих гальмових щитків та стулок вантажних люків.

Бафтинг оперення відбувається через періодичні удари струменя повітря від крила, що йде позаду, і виражається в збільшенні амплітуди коливань оперення. Якщо під час проектування не вдалося усунути бафтинг оперення від струменя повітря, то для забезпечення міцності літака під час бафтингу необхідно підвищити гнучкість фюзеляжу та оперення, що, в свою чергу, призводить до збільшення ваги конструкції.

Явище флаттера

Флаттер, або вібрація, є самозбудженим явищем, що виникає при певній швидкості польоту (критичній швидкості флаттера) та представляє собою незатухаючі коливання, які не потребують впливу періодичних збудливих сил на конструкцію.

Низька твердість конструкції є основною причиною специфічних крутильних коливань, які характеризують флаттер. Крила літака, у випадку флаттера, виконують рухи, аналогічні маханню крилами птаха. Взаємозв'язок між крутильними та згинальними деформаціями крила, спричиненими аеродинамічними навантаженнями, призводить до того, що енергія повітряного потоку може посилювати крутильно-згинальні коливання, що у кінцевому результаті може призвести до пошкодження або руйнування структури. Флаттер може також виявитися у формі коливань, що махають, для несучих поверхонь рульових пристроїв, згинальних коливань фюзеляжу та знакозмінних деформацій інших елементів конструкції.

Флаттер крила може виникнути під дією будь-якої, такої як відхилення елерона чи порив вітру, що викликає відхилення крила за рахунок його вигину від його початкового (нейтрального) положення l (з площини OXZ), наприклад, вгору. При спробі повернутися у вихідне положення під впливом сил пружності, крило рухається вниз (2) із закручуванням через різницю у положенні центру тиску та центру мас, що призводить до закручування крила відносно центру твердості.

Пройшовши через інерційне нейтральне положення, крило відхиляється вниз (3, 4), і цей процес повторюється зі зміною напрямку всіх сил і моментів. Фази руху та відповідні гнучко-крутильні деформації (Δv – згинальні й $\Delta\varphi$ – крутильні) крила за один цикл коливань відносно вихідного положення (площини Oxz) зображені на рис. 1.7.

При досягненні літаком швидкості, що відповідає критичній швидкості флаттера, потік енергії, що викликає ці коливання та передається підйомною силою від потоку повітря до крила, починає перевищувати енергію, яка розсіюється в коливальній конструкції. Це приводить до різкого збільшення частоти і амплітуди коливань, що в результаті може спричинити миттєве руйнування конструкції.

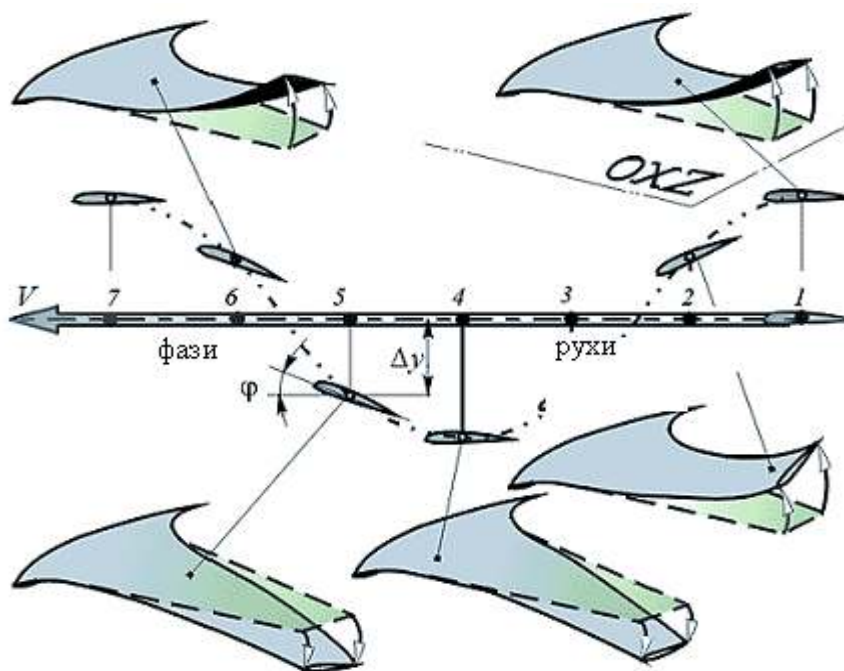


Рис. 1.7

Різноманіття форм флаттера пов'язане з відхиленнями та деформаціями майже всіх несучих та керованих поверхонь літака.

Залежно від комбінації можливих рухів конструкції (ступеня свободи), у пружного літака виділяють гнучко-крутильний, згинально-елеронний, крутильно-елеронний флаттер крила; гнучко-кермовий флаттер горизонтального оперення, який виявляється у вигині фюзеляжу та симетричних відхиленнях рулів висоти та інших.

Аеропружні коливання, зокрема самозбудні незатухаючі аеропружні коливання або флаттер, стають причиною "втомлення" конструкції літака та призводять до численних льотних аварій, які можуть призвести до руйнування апарату.

У керованому польоті аеропружні коливання можуть підсилюватися, оскільки розвиток коливань конструкції пов'язаний з автоматичною системою керування. Аероавтопружні коливання, що виникають, коли коливання конструкції узгоджуються фазово з відхиленням органів управління, можуть спричиняти резонанс і переходити в апаратурний флаттер, що, в кінцевому підсумку, може призвести до руйнування літака.

Для уникнення негативних наслідків статичних і динамічних аеропружних явищ, таких як дивергенція, реверс та флаттер, необхідно враховувати твердість конструкції несучих поверхонь під час проектування літака. Проте цей підхід може суттєво впливати на вагу літака.

У сучасних літаках впроваджуються системи активного керування, які значно впливають на технічні характеристики літака. Нові літаки розробляються з урахуванням можливостей таких систем, спробуючи поєднати їх можливості з конструкцією літака. Наприклад, для досягнення мінімальної маси літака Іл-96-300 використовується активна система управління, яка включає підсистему збільшення ресурсу та демпфірування пружних коливань крила.

Керування стає так само важливим для літака, як і аеродинамічні та конструктивні особливості планера. Використання систем активного керування дозволяє раціонально змінювати конструкцію та конфігурацію літака, що проектується.

Система активного управління повинна виконувати різноманітні додаткові завдання, такі як приглушення коливань конструкції літака, контроль турбулентності атмосфери, запобігання аеродинамічному флаттеру та інші. Авіаційні конструктори пропонують нові методи для зменшення навантаження на конструкцію від статичних деформацій та підвищення

маневреності літака, такі як адаптивне крило, поворотне сопло та інші. Використання цих рішень можливо лише в поєднанні з автоматичним керуванням польотом, зокрема системами активного управління.

Адаптивне управління крилом є еволюцією ідеї прямого управління аеродинамічними силами. Структура такого крила дозволяє плавно (з мінімальним втручанням в гладкість контуру) відхиляти носову та хвостову частину крила, змінюючи кривизну вздовж розмаху в залежності від параметрів польоту.

Застосування адаптивної конструкції крила може вирішити ряд завдань:

- зменшення аеродинамічного опору;
- забезпечення «адаптивної полярності» на всіх режимах, що означає політ при максимальних значеннях аеродинамічної якості;
- зниження рівня шуму та вібрації;
- мінімізація витрат палива;
- забезпечення високих значень критичних швидкостей в умовах аеропружних явищ (флаттер, дивергенція, реверс елеронів і т.д.).

Метою цієї роботи є розробка системи активного керування для запобігання явища реверса елеронів на основі адаптивного управління крилом.

РОЗДІЛ 2

Аналіз впливу аеропружних коливань конструкції літака на динаміку контурів автоматичного управління

При аналізі математичних моделей можна використовувати низькі частоти аеропружних коливань для кожного конкретного випадку. У результаті цього поліноми чисельника і знаменника передатної функції матимуть окремі порядки.

$$W_{\omega_{\Sigma}}^B = \frac{R(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p) - PQ(p) \sum_{i=1}^n \frac{K_i}{Q_i(p)} \prod_{j=1}^n Q_j(p)}{Q(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p)}$$

Порядок знаменника завжди буде на одиницю вищим, ніж порядок чисельника. Для прикладу, якщо маємо лише перший тон коливань

$$W_{\omega_{\Sigma}}^B(p) = \frac{K_g^B \omega_{\alpha}^2 (\tilde{T}_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} \tilde{K}_1 \frac{p^2 + 2\xi_1 \tilde{\omega}_1 p + \tilde{\omega}_1^2}{p^2 + 2\xi_1 \omega_1 p + \omega_1^2},$$

то при врахуванні перших двох тонів аеропружних коливань формується передатна функція

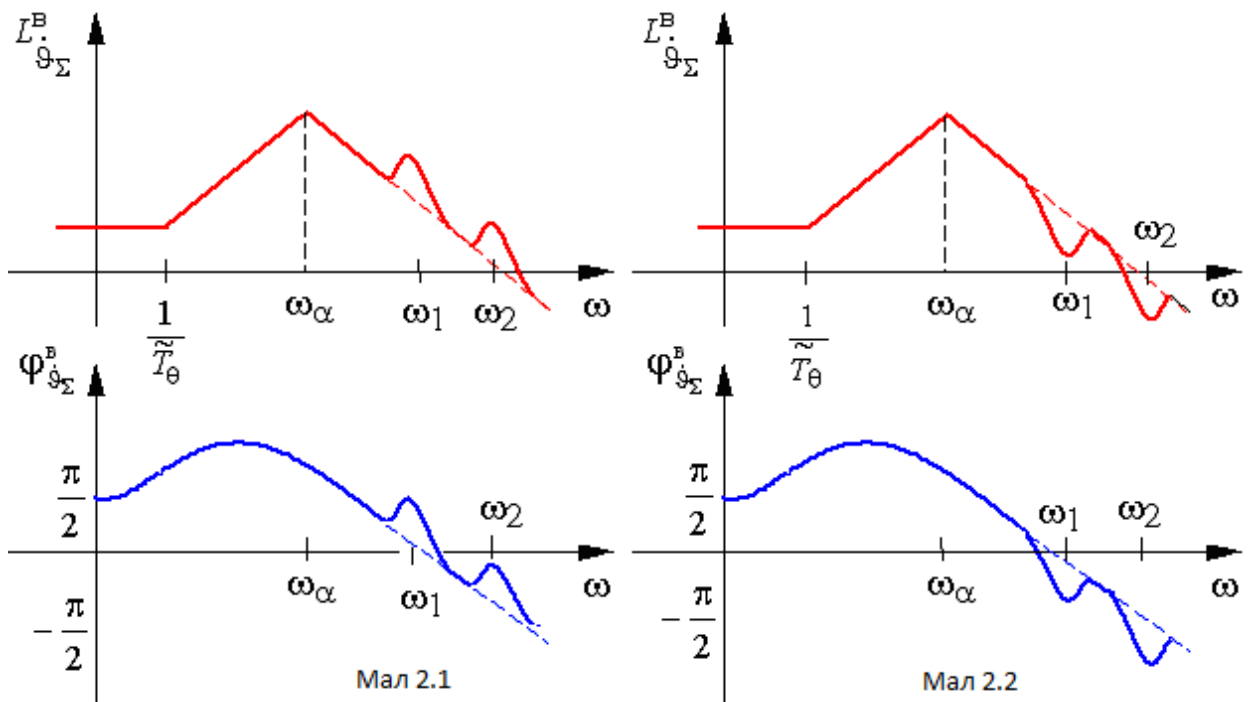
$$W_{\omega_{\Sigma}}^B(p) = \frac{K_g^B \omega_{\alpha}^2 (\tilde{T}_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} \tilde{K}_2 \frac{p^2 + 2\xi_2 \tilde{\omega}_2 p + \tilde{\omega}_2^2}{p^2 + 2\xi_2 \omega_2 p + \omega_2^2}.$$

наведені графіки ЛАЧХ і ФЧХ для літака, який описується такою передатною функцією, за вказаних умов:

$$K_g^B = 1,5 \text{ с}^{-1}; \omega_{\alpha} = 5 \text{ с}^{-1}; \xi_{\alpha} = 0,5; T_{\theta} = 2;$$

$$K_1 = -10 \text{ с}^{-1}; \omega_1 = 10 \text{ с}^{-1}; \xi_1 = 0,05;$$

$$K_2 = -5 \text{ с}^{-1}; \omega_2 = 20 \text{ с}^{-1}; \xi_2 = 0,02.$$



Від'ємний знак при коефіцієнті K_1 вказує, датчик кутової швидкості розташований у задній частині фюзеляжу, а саме перед отвором щодо керма.

У даному випадку значення параметрів такі:

$$\tilde{K}_1=1,101 \text{ c}^{-1}; \tilde{\omega}_1=9,53 \text{ c}^{-1}; \tilde{\xi}_1=0,0755; \tilde{T}_\theta=2,069 \text{ c};$$

$$\tilde{K}_2=1,049 \text{ c}^{-1}; \tilde{\omega}_2=19,53 \text{ c}^{-1}; \tilde{\xi}_2=0,0249.$$

Пунктирна лінія на графіку відображає відповідні характеристики твердого літака. Якщо перемістити датчик в передню частину фюзеляжу, то змінюються знаки коефіцієнтів K_1 , K_2 залишаючи інші параметри незмінними:

$$\tilde{K}_1=0,896 \text{ c}^{-1}; \tilde{\omega}_1=10,57 \text{ c}^{-1}; \tilde{\xi}_1=0,0224; \tilde{T}_\theta=1,93 \text{ c};$$

$$\tilde{K}_2=0,925 \text{ c}^{-1}; \tilde{\omega}_2=20,79 \text{ c}^{-1}; \tilde{\xi}_2=0,0249.$$

На графіку амплітудно-фазової характеристики (ЛАЧХ) та фазово-частотної характеристики (ФЧХ) для даного розташування датчика кутової швидкості (рис. 2.2) видно виражені резонансні піки на частотах, що відповідають конкретним частотам пружних коливань. Це пояснюється тим, що навіть невеликі відмінності в декрементах згасання можуть спричинити ці різкі вибиття $\tilde{\xi}_i$ та ξ_i ланок другого порядку (3.14) приблизно рівних частотах

$\tilde{\omega}_i$ і ω_i можуть викликати значні зміни амплітуди амплітудно-фазової характеристики (ЛАЧХ) в області цих частот. При цьому, в першому випадку, кутова швидкість пружних коливань на місці розташування датчика та кутова швидкість твердого літака при відхиленні керма висоти мають однакові характеристики.

Зміни амплітуди сигналу на частотах, що приближаються до частот пружних коливань, за наявності конкретних фазових відношень у замкнутому циклі автоматичного керування можуть призвести до погіршення динамічних характеристик системи та навіть спричинити втрату стійкості. Таким чином, вплив аероеластичних коливань на динамічні характеристики літака як об'єкта управління слід враховувати особливо під час синтезу високочастотних ланцюгів автоматичного керування (ланцюгів стійкості та управління).

Для математичного визначення тільки статичних деформацій можна скористатися більш простим підходом. Для оцінки впливу статичних деформацій на динаміку польоту можна використовувати відому математичну модель твердого літака. Однак у цій моделі вирази для коефіцієнтів сил і моменту повинні включати додаткові компоненти в порівнянні з моделлю жорсткого літака. Наприклад:

$$\begin{aligned} c_x &= c_x^* + \Delta c_x(\alpha, \beta, M, q, \delta_b); & m_x &= m_x^* + \Delta m_x(\alpha, \beta, M, q, \delta_e, \delta_n); \\ c_y &= c_y^* + \Delta c_y(\alpha, \beta, M, q, \delta_b); & m_z &= m_z^* + \Delta m_z(\alpha, \beta, M, q, \delta_e); \\ c_z &= c_z^* + \Delta c_z(\alpha, \beta, M, q, \delta_b); & m_y &= m_y^* + \Delta m_y(\alpha, \beta, M, q, \delta_e, \delta_n). \end{aligned}$$

Статичні деформації в пружному режимі є досить невеликими, тому збільшення сил і моментів можна апроксимувати лінійно відносно їх аргументів.

РОЗДІЛ 3

Математичні моделі руху літака з урахуванням аеропружних коливань

Багато разів було виявлено, що недостатній рівень розробленості аспектів аеродинаміки виявлявся занадто пізно - вже під час літніх випробувань, що мало негативний вплив на тих, хто розробляв літальні апарати.

Для суттєвого зниження технічного ризику, тобто для розробки літака, при експлуатації якого аеродинамічні явища не обмежуватимуть досягнення необхідних технічних характеристик, важливо на ранніх стадіях проектування враховувати вплив пружності на масу літака та його технічні характеристики.

Сучасні підходи до проектування дозволяють створити математичну модель динамічної конфігурації, яка дозволяє оцінити розміщення концентрованих та розподілених мас на літаку, а також гнучкі та крутільні жорсткості його основних частин.

Поняття динамічної компоновки пов'язане з вибором моделі літака, яка враховує масу та пружні властивості. Вивчення цієї моделі разом з аеродинамічними, стійкісними та керованими моделями літака дозволяє визначити діючі навантаження, розраховувати стан напруженості і деформації як у несучих, так і в інших частинах літака. Послідовне, етапне розв'язання завдань взаємодії літака з повітряним потоком за допомогою таких моделей дозволяє оцінити еволюцію процесу деформації конструкції літального апарату в часі, тобто динаміку взаємодії літака з оточуючим середовищем. Зрештою, це дозволяє оцінити вплив аеродинамічних явищ на технічні характеристики та виявити критичні швидкості для найнебезпечніших ситуацій, таких як флаттер, дивергенція і інші. Продовження вдосконалення динамічних моделей дозволить варіювати не

лише розподіл мас та жорсткостей, але й геометричні параметри літака в процесі наукових досліджень.

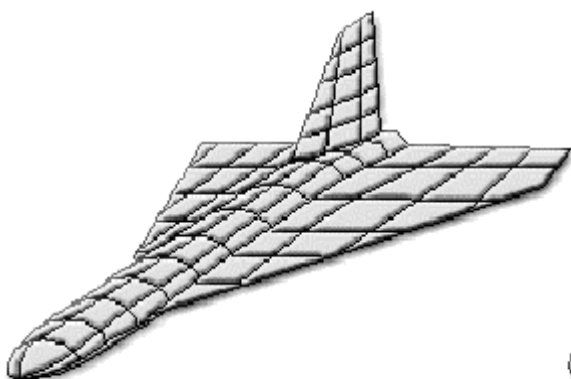


Рис. 3.1

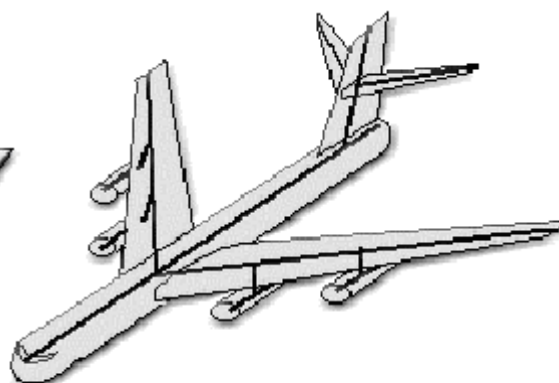


Рис. 3.2

Тривимірна модель дозволяє більш точно відобразити процес розвитку динамічних пружних коливань, проте вимагає складніших обчислень, які можна виконати лише за допомогою комп'ютерного обчислювального моделювання. З цього погляду балкова пружна модель є більш зручною. Балки в загальному можуть мати неоднорідну структуру, де розподіл ваги та твердості визначається конструкцією літака.

Сутність методу кінцевих елементів

У математичній моделі динамічної компоновки літака, при оцінці його міцності, першим етапом є оцінка статичної міцності недеформованого літального апарату. Це включає в себе визначення такого розподілу матеріалу в конструкції (та відповідного розподілу твердості при згині і крутінні, а також маси конструктивних елементів), який забезпечить опірність (відсутність руйнувань) конструкції під впливом статичних навантажень, які регламентуються нормами міцності для різних випадків навантаження.

Одним з можливих методів вирішення цієї задачі є використання методу скінченних елементів спочатку для твердої структури, а у наступних ітераціях - для пружної структури. Суть цього методу полягає в тому, що реальна (проектвана) конструкція моделюється як сукупність з'єднаних у

вузлах простих елементів у формі стрижнів і пластин (див. рис. 3.3), що ефективно відтворюють поведінку конструктивних елементів реальної конструкції, таких як, наприклад, крила, під впливом навантаження.

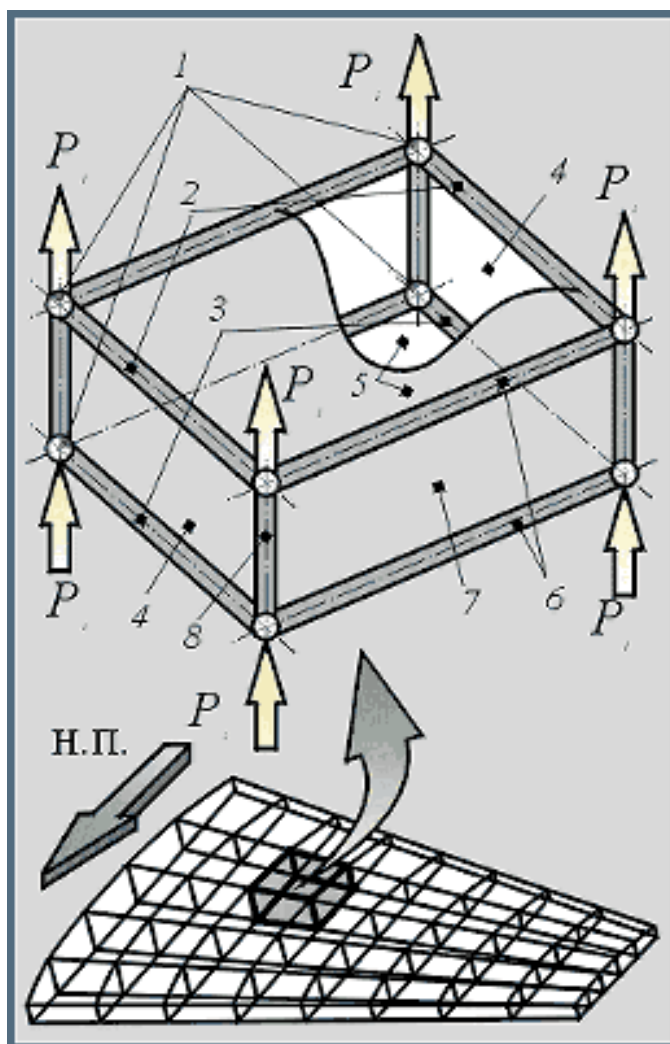


Рис. 3.3

Стрижні 2 і 3 імітують вплив поздовжніх елементів конструкції крила, які піддавалися випробуванням при вигині крила вгору (стрижні 2) та вниз (стрижні 3). Пластини 4 відображають роботу поздовжніх стінок, що запобігають зміщенню, а пластини 5 репрезентують верхнє й нижнє обшивання крила, на яке у польоті діє аеродинамічне навантаження, передане до кінцевоелементної моделі крила у вигляді сил P_i , що прикладаються до вузлів 1. Стрижні 6 відтворюють функцію роботи поздовжньо-стискальних та розтягальних елементів поперечної конструкції крила. Ці елементи, разом із

стілкою, що відтворюється пластиною 7, визначають контур поперечного перерізу (профілю) крила. Стрижні 8 відтворюють елементи конструкції, що з'єднують поздовжні 4 та поперечні 7 стінки для додаткового забезпечення жорсткості конструкції

При аналізі статичної міцності визначають розміри (площі поперечних перерізів стрижнів і товщину пластин) конструктивних та силових елементів. Ці розміри забезпечують міцність конструкції під впливом статичних навантажень, і визначаються величини деформацій конструкції.

Стильові стрижні з дуже малим необхідним поперечним перерізом виключаються з розрахункової моделі, і аналіз повторюється.

На наступному етапі проводять навантаження для обчислення, враховуючи обтікання деформованого крила. Це може включати застосування методів, які емулюють вихрову поверхню крила. Всі ці обчислення виконуються в рамках замкнутого ітераційного циклу.

Також потрібно мати пружну модель для визначення амплітуди, форми та частоти пружних коливань в конкретних точках структури літака. Взаємодія форми та частоти коливань визначає тон коливань, а залежність амплітуди коливань певного тону від координатних точок конструкції, наприклад, вздовж розмаху крила, називається функцією форми для коливань даного тону.

У літаку, як у системі з пружністю, можуть виникати коливання різних тонів. В рамках однорідної балкової пружної моделі припускається, що частоти вищих тонів ω_i є кратними частотам першого тону, тобто $\omega_2 = 2\omega_1$, $\omega_3 = 3\omega_1$ тощо. Мал. 3.4 демонструє функції форм перших трьох тонів пружних коливань крила, використовуючи модель однорідної балкової пружної системи. Кожен i -ий тон коливань має $(i + 1)$ вузлів - точок, що не приймають участь у коливаннях даного тону, і i пучностей - точок із максимальною амплітудою коливань.

Практично кажучи, форма та частота коливань крила, фюзеляжу та інших елементів конструкції взаємозалежні, і умова однорідності маси та

жорсткості вздовж розмаху крила не виконується. Отже, реальні функції форм представлені на малюнку 3.5.

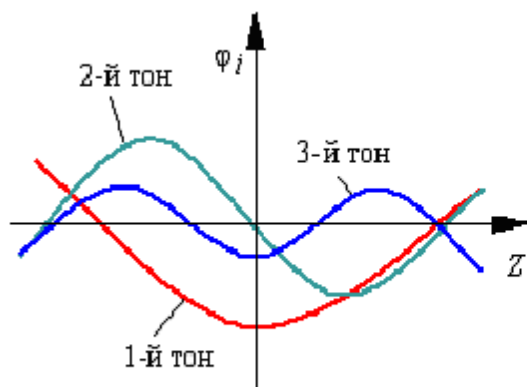


Рис. 3.4

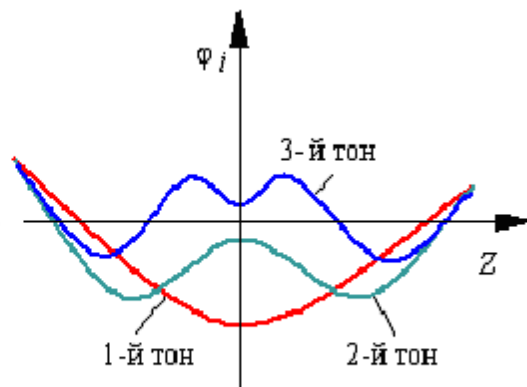


Рис. 3.5

У практиці для визначення математичних моделей пружних деформацій стало популярним використання методу форм, що передбачає, що форми пружних коливань розглядаються як відомі заздалегідь.

Сутність методу форм

Для опису деформацій літака, викликаних динамічними навантаженнями, ми використовуємо пружну модель з однією балкою. У цій моделі фюзеляж літака зображений як тонка і довга балка з вільними кінцями. Кожна точка конструкції фюзеляжу, яка піддається пружним впливам, демонструє складні переміщення в просторі. З одного боку, вона бере участь у русі літака як твердого тіла, а з іншого боку, вона взаємодіє в коливаннях з частотами всіх збуджених тонів та амплітудами, а просторовий розподіл характеризують функції форм $\varphi_i(x)$. Відхилення точки з координатою x у напрямку, перпендикулярному до площини, в даний момент часу t можна представити як суму коливань n -го числа тонів.

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \varphi_i(x)$$

Функція $q_i(t)$ описує, як змінюється амплітуда коливань i -того тону в залежності від часу. Ці коливання виникають внаслідок впливу сил, що викликають рух органів керування, впливу вітру та інших збурень.

Зручні моделі для опису руху середніх мас деталей фюзеляжу M_i , які коливаються з частотою i -того тону, представляють собою коливальні ланки із слабким демпфіруванням, на які впливають відповідні середні сили F_i .

$$M_i(\ddot{q}_i + 2\xi_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2q_i) = F_i, \quad (3.1)$$

де ξ_i – декремент загасання i -ого тону, який зазвичай невеликий (0,02...0...0,05); ω_i – частота коливань i -го тону.

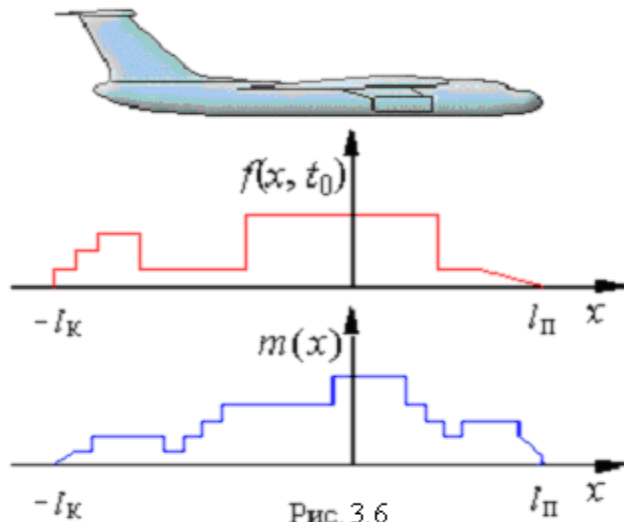
Середня сила F_i і середня маса вібруючих частин конструкції M_i визначають для кожного тону окремо за формулами:

$$F_i(t) = \int_{-l_e}^{l_i} f(x,t)\varphi_i(x) dx \quad ; \quad (3.2)$$

$$M_i = \int_{-l_e}^{l_i} m(x)\varphi_i^2(x) dx \quad , \quad (3.3)$$

де $f(x,t)$ – сила, на одиницю довжини фюзеляжу; $m(x)$ – маса на одиницю довжини фюзеляжу; $l_{п}$, $l_{к}$ – довжина передньої і задньої частини фюзеляжу.

Приклад розподілу питомих сил і мас наведено на мал. 3.6.



Формули (3.2) та (3.3) випливають із зв'язку енергій і пояснюються так. Сили, які діють в точках вібраційних вузлів, не виконують роботу і не впливають на коливання і-того тону, оскільки в цих вузлах відхилення рівні нулю. Робота, виконана силою під час коливального руху, пропорційна амплітуді коливань. Таким чином, у формулі (3.2) під інтегралом знаходиться функція у вигляді $\Phi_i(x)$.

Енергія коливального руху залежить від квадрату амплітуди коливань. Таким чином, вираз (3.3) для середньої маси містить $\Phi_i^2(x)$. Маса, що розташована у вузлах, також не відзначається впливом на відповідні коливання, оскільки вони не приймають участь у коливаннях і-того тону.

Якщо сила зосереджена в будь-якій точці $x = x_B$, то функція розподілу $f(x, t)$ має вигляд δ -функції:

$$f(x, t) = \delta(x - x_B) f(t).$$

Зокрема, можна розглядати силу, що виникає внаслідок відхилення керма висоти, як зосереджену і виразити її у формі

$$f(x, t) = \delta(x - x_B) K_B \delta_B(t).$$

Тут $\delta_B(t)$ – поточне відхилення руля висоти; K_B – коефіцієнт пропорційності; $\delta(x - x_B)$ – одиничний імпульс у точці $x = x_B$. Значення $F_i(t)$ у разі зосередженої сили руля висоти визначається як:

$$F_i(t) = \int_{-l_x}^{l_x} \delta(x - x_b) K_b \delta_b(t) \varphi_i(x) dx = K_b \varphi_i(x_b) \delta_b(t)$$

Отже, у моделі з врахуванням зосередженої сили на рулі висоти прогин фюзеляжу під час пружних коливань характеризується наступними рівняннями:

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \varphi_i(x);$$

$$m_i \ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = k_i \varphi_i(x_b) \delta_b, \quad (3.4)$$

де $k_i = \frac{K_{\%o}}{M_i}$.

Однак прогин фюзеляжу не регулюється бортовими датчиками, які включені до схеми автоматичного керування полетом. Тому важливо формулювати вирази для величин, які безпосередньо вимірюються наявними інформаційними датчиками.

Кутове відхилення визначає вигин пружної лінії відносно поздовжньої осі жорсткого літального апарату в точці, де розташований датчик кутового положення ($x = x_d$). Це рівно частковій похідній прогину по довжині.

$$\vartheta_{\text{виг}} = \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)_{x=x_d} = \sum_{i=1}^n q_i(t) \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_d}. \quad (3.5)$$

Додаткова кутова швидкість, створена пружними коливаннями при $x = x_d$, дорівнює похідній від $\vartheta_{\text{виг}}$ за часом

$$\omega_{z_{\text{виг}}} = \dot{\vartheta}_{\text{виг}} = \sum_{i=1}^n \dot{q}_i(t) \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_d}. \quad (3.6)$$

Ця величина, наряду з кутовою швидкістю жорсткого літака, вимірюється датчиком кутової швидкості, який розташований у точці $x = x_d$.

Датчик кутового прискорення отримує додаткову інформацію, спільно з кутовим прискоренням літака як твердого тіла.

$$\ddot{\vartheta}_{z_{\text{виг}}} = \ddot{\vartheta}_{\text{виг}} = \sum_{i=1}^n \ddot{q}_i(t) \cdot \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_d}, \quad (3.7)$$

а датчик лінійного прискорення (датчик перевантажень) надає додаткову інформацію щодо прискорення, що виникає в результаті пружних коливань.

$$\mathbf{n}_{y_{\text{виг}}} = \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial t^2} \right)_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_d} = \sum_{i=1}^n \mathbb{M}_i(t) \cdot \varphi_i(\mathbf{x}_d) \quad (3.8)$$

Використовуючи рівняння (2.4)-(2.8) та відповідні рівняння руху літального апарату як твердого тіла, можна отримати передатні функції. Ці функції встановлюють зв'язок між параметрами руху конкретної точки структури літака (позначеної як місце розташування датчика інформації) та відхиленням руля висоти.

Зокрема, для кутової швидкості тангажа маємо:

$$\omega_{z_x} = \omega_{z_x} + \omega_{z_{\text{виг}}}, \quad (3.9)$$

де ω_{z_x} – кутова швидкість твердого літака, визначена з найпростішої моделі поздовжнього руху

$$\omega_{z_x}(p) = - \frac{K_y \omega_a^2 (T_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_a p + \omega_a^2} \delta_v(p); \quad (3.10)$$

$\omega_{z_{\text{виг}}}$ – кутова швидкість згинальних коливань. Його можна отримати як розв'язок системи рівнянь:

$$\begin{aligned} \omega_{z_{\text{виг}}}(p) &= \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial \mathbf{x}} \right)_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_d} p \mathbf{q}_i(p); \\ (p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2) \mathbf{q}_i(p) &= \mathbf{k}_i \varphi_i(\mathbf{x}_v) \delta_v(p). \end{aligned} \quad (3.11)$$

Враховуючи співвідношення (3.10), (3.11), отримаємо вираз для повної кутової швидкості (3.9) у вигляді

$$\omega_{z_x}(p) = - \left[\frac{K_y \omega_a^2 (T_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_a p + \omega_a^2} + \sum_{i=1}^n \frac{K_i p}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2} \right] \delta_v(p),$$

де
$$K_i = \mathbf{k}_i \varphi_i(\mathbf{x}_v) \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial \mathbf{x}} \right)_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_d} = \frac{K_v \varphi_i(\mathbf{x}_v)}{M_i} \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial \mathbf{x}} \right)_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_d}.$$

Очевидно, що значення і знак коефіцієнта K_i залежать від розташування датчика кутової швидкості x_d .

Таким чином, функція передачі літака від кутової швидкості тангажу виглядає наступним чином:

$$W_{\omega_{z\alpha}}^B(p) = \frac{\omega_{z\alpha}(p) + \omega_{z\text{виг}}(p)}{-\delta_B(p)} = W_{\omega_{z\alpha}}^B(p) - \sum_{i=1}^n \frac{K_i p}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2}. \quad (3.12)$$

Схема математичної моделі поздовжнього руху літального апарата із врахуванням аеропружних коливань зображена на рис. 3.7.

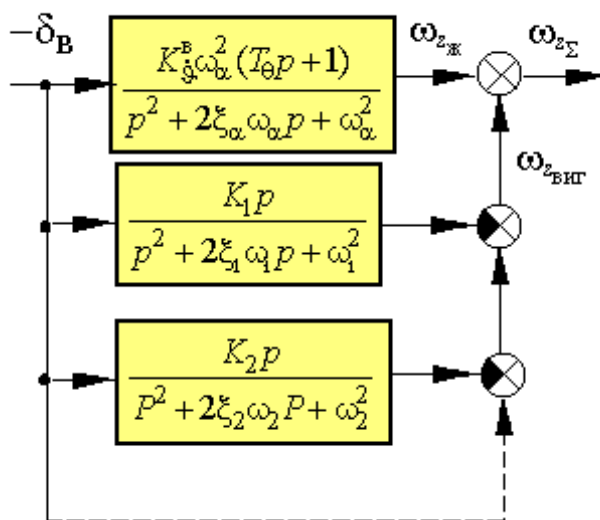


Рис. 3.7

Передатна функція (3.12) показує, що ефекти пружних деформацій можна врахувати, об'єднавши паралельні канали із передавальними функціями до передавальної функції жорсткого літального апарата. Ці передавальні функції описують згинальні коливання різних тонів з частотами ω_i .

Використання частотних методів аналізу та синтезу автоматичних систем для представленої структури на рис. 3.7 неможливе через наявність паралельного з'єднання динамічних елементів. Тому доцільно перетворити передатну функцію пружної площини (3.12) в еквівалентне послідовне з'єднання динамічних елементів. Для цього введемо позначення:

$$W_{\omega_{z\alpha}}^B(p) = \frac{K_B^B \omega_\alpha^2 (T_\theta p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} = \frac{R(p)}{Q(p)},$$

$$p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2 = Q_i(p).$$

Тепер передатну функцію (2.12) можна представити у вигляді

$$W_{\omega_{\Sigma}}^B = \frac{R(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p) - PQ(p) \sum_{i=1}^n \frac{K_i}{Q_i(p)} \prod_{j=1}^n Q_j(p)}{Q(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p)} \quad (3.13)$$

Для зручності аналізу стабільності та якості процесів керування за допомогою ЛАЧХ, проведемо трансформацію передатної функції (3.13). Розкладемо чисельник на множники та згрупуємо члени з рівними степенями p . В результаті отримаємо передатну функцію площини від кутової швидкості тангажу з урахуванням пружних коливань у такому вигляді:

$$W_{\omega_{\Sigma}}^B(p) = \frac{K_y \omega_{\alpha}^2 (\tilde{T}_{\theta} p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} \prod_{i=1}^n \tilde{K}_i \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_i \tilde{\omega}_i p + \tilde{\omega}_i^2}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2}, \quad (3.14)$$

де $\tilde{K}_i = \frac{\omega_i^2}{\tilde{\omega}_i^2}$.

Коефіцієнти \tilde{T}_{θ} , $\tilde{\xi}_i$, $\tilde{\omega}_i$ визначаються через систему рівнянь, яка отримується після групування коефіцієнтів з однаковими степенями p чисельників передатних функцій (3.13) і (3.14).

Наявність атмосферної турбулентності також породжує аеродинамічні коливання. Для урахування впливу турбулентності слід додати до правої частини рівняння (3.1), крім сили керування висотою, аеродинамічну силу, яка виникає від вертикального пориву вітру.

Зміну порушення кута атаки α_w вздовж фюзеляжу літака можна розглядати як сталу, оскільки лінійний масштаб турбулентності значно перевищує розміри літака. У такому випадку середню силу F_i можна виразити наступним чином :

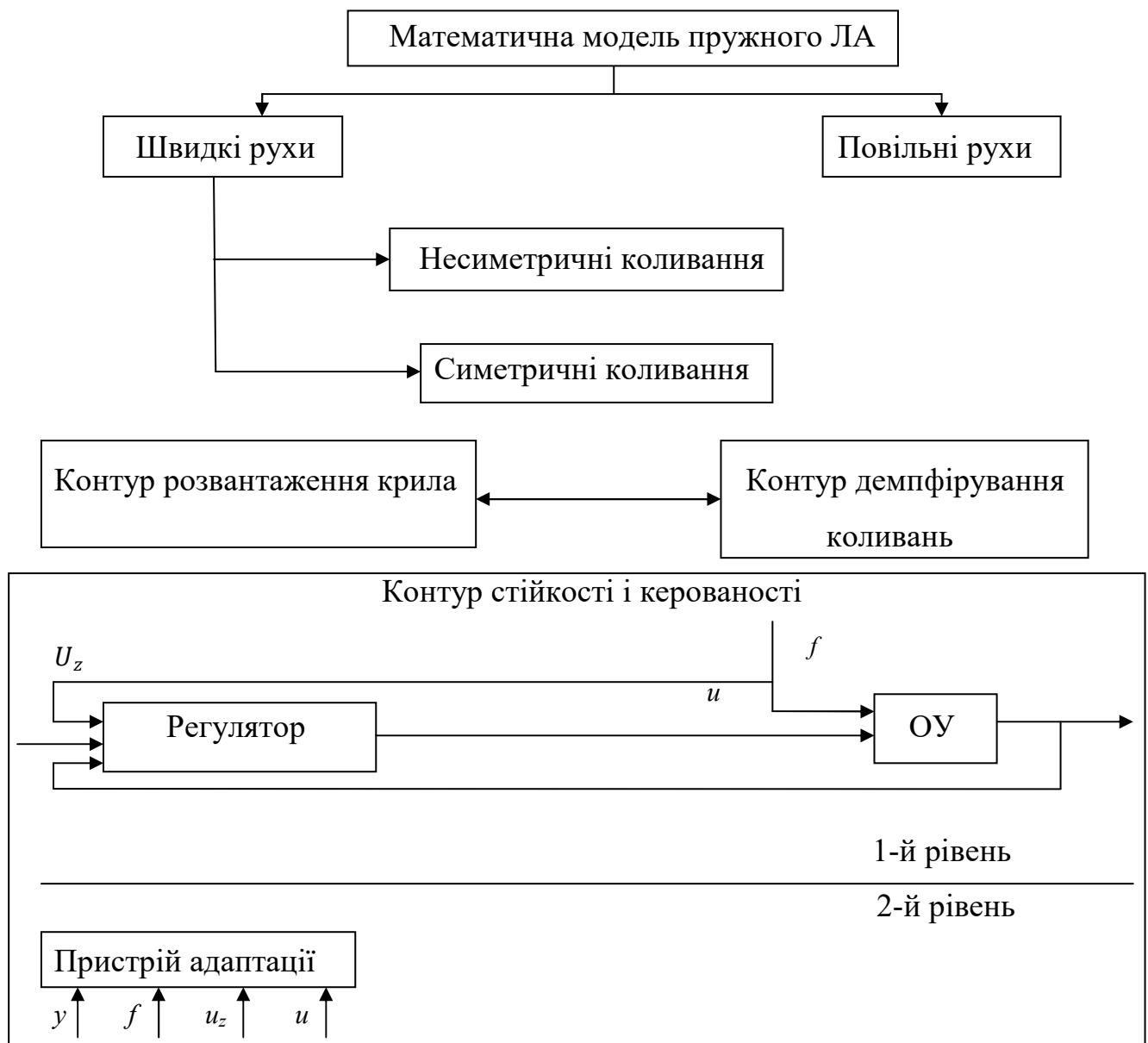
$$F_i(t) = \alpha_w(t) \int_{-l_x}^{l_x} a(x) \varphi_i(x) dx$$

Тут $a(x)$ – коефіцієнт, який характеризує аеродинамічні характеристики конструкції.

РОЗДІЛ 4

Розробка структури системи активного управління літака

Мета управління рухом літаків зазвичай розглядаються як окремі завдання, які можна розділити на різні частини. Вибір конкретного методу декомпозиції визначається характеристиками самого керованого процесу і цілями управління. Наприклад, розподіл керування поздовжнім рухом літака на керування короткочасним і довготривалим рухом ґрунтується на відмінності в коренях відповідного характеристичного рівняння.



Мал. 4.1 Декомпозиція задачі синтезу САКУ

При створенні систем автоматичного керування (САКУ) використовуються різні види декомпозиції, як показано на рисунку 5.1:

- 1) розділення руху пружного літака на два канали: поздовжній із симетричними коливаннями конструкції та бічний із антисиметричними коливаннями;
- 2) обмеження аналізом лише швидких рухів: кутова швидкість крену та коливання конструкції;
- 3) розділення кожного каналу на два контури:

контур прямого розвантаження крила, що включає інтерцептори, закрилки та елерони (контур ССМН); |

контур підвищення демпфірування пружних коливань (контур ССН, СПР, ПФС, СПК), включаючи елерони, флаперони та додаткові елементи (переднє оперення).

Кожна з вищезазначених схем повинна бути адаптивною, тобто здатною забезпечувати бажану реакцію закритої САКУ при апріорно невідомих змінах динамічних характеристик об'єкта управління.

У загальному вигляді структурна схема адаптивного контуру управління має ієрархічну структуру.

Перший рівень включає базову схему керування, яка складається з об'єкта та координатного керуючого контролера, що вирішує основні завдання керування.

Другий рівень включає інструмент адаптації, який змінює параметри чи структуру контролера на основі обробки вхідних та вихідних сигналів системи, щоб забезпечити бажані характеристики при змінах динамічних властивостей об'єкта управління в процесі його функціонування.

РОЗДІЛ 5

Розробка контурів демпфірування кутових коливань з послабленням впливу аероавтопружних коливань

Питання зниження впливу аероупругих коливань має два аспекти. По-перше, зміна аеродинамічних характеристик літака внаслідок статичних деформацій конструкції безумовно впливає на функціонування систем автоматичного управління. Однак, при належному автоматичному налаштуванні передаточних функцій у вигляді параметрів польоту, які враховують зміни аеродинамічних характеристик внаслідок статичних деформацій, цей вплив на якість керування може бути зменшений. По-друге, динамічні пружні деформації, що впливають на вимірювання датчика, значно впливають на роботу швидкодіючих ланцюгів управління. Зокрема, це стосується контурів демпфірування, які мають широкий діапазон частот.

На рис. 5.1 представлена структурна схема системи "літак + тангажний демпфер" з врахуванням динамічних пружних коливань.

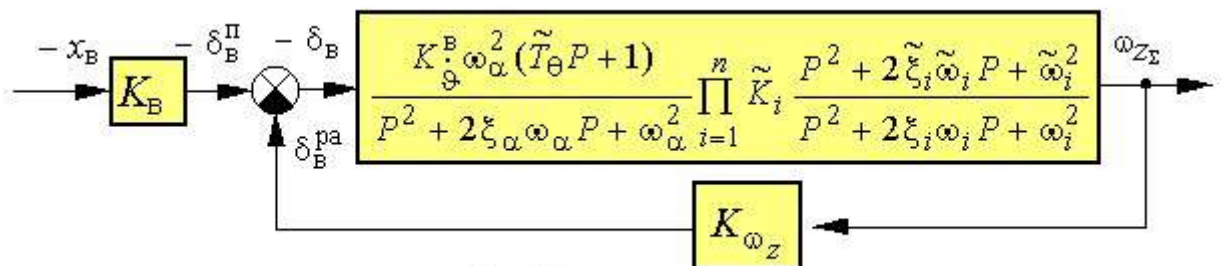


Рис. 5.1

Відомо, що зі збільшенням частоти тону амплітуда пружних коливань зменшується. Таким чином, перший тон пружних коливань має найбільший вплив на динаміку системи управління.

На рис. 5.2 представлена функція форми першого тону пружних коливань фюзеляжу. Ключовими точками цієї функції є вузли, де $j1 = 0$

(точки, які не приймають участь у коливаннях), і пучність - точка з максимальною амплітудою коливань, при якій виконується умова.

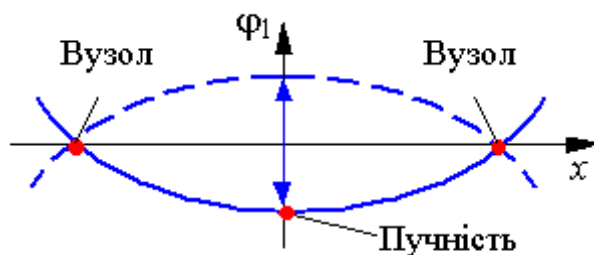


Рис. 5.2

Якщо датчик кутової швидкості розташований перед фюзеляжем, то сигнали пружних коливань від цього датчика, які подаються на руль висоти, створюватимуть сили, що збільшують вигинання фюзеляжу. Збільшується амплітуда коливань, в системі виникають неприпинні аероупругі коливання, які можуть досягти рівня, небезпечного для міцності конструкції. У цьому випадку на частотах, близьких до частоти першого тону, спостерігаються відміни як амплітудних, так і фазових характеристик. Присутність додаткової фазової затримки може призвести до втрати стійкості в замкнутому аеродемпфіруючому контурі.

При наближенні датчика кутової швидкості до пучності, вплив аероупругих коливань на динаміку контура демпфірування зменшується. Як результат, якщо розмістити датчик кутової швидкості в пучності першого тону, він виконуватиме лише поступальний рух під впливом згинальних деформацій (див. мал. 5.2) і не буде реагувати на сигнали пружних коливань. Отже, першим методом зменшення впливу пружно-динамічних коливань на роботу контура демпфірування оптимальною стратегією є розташування датчика кутової швидкості максимально близько до пучності першого тону коливань. Але через зміну координат пучності під час польоту, часто застосовують другий метод - встановлення в колі сигналу датчика кутової швидкості смугового фільтра-пробки, який налаштовується на частоту першого тону пружних коливань. Передаткова функція такого фільтра може бути виражена як:

$$W_1(p) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_1 p + \omega_1^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_1 p + \omega_1^2}, \text{ де } \xi_1 \ll \xi_2.$$

Цей фільтр призначений для зменшення амплітуди сигналу від датчика кутової швидкості на частотах, близьких до частоти першого тону. Це підтверджується частотною характеристикою фільтра, представленою на рисунку 8.10. Для побудови залежності $L1(\omega)$ використовувалися реальні амплітудно-частотні характеристики форсуючої ланки другого порядку та коливальної ланки, з урахуванням відношення декрементів згасання.

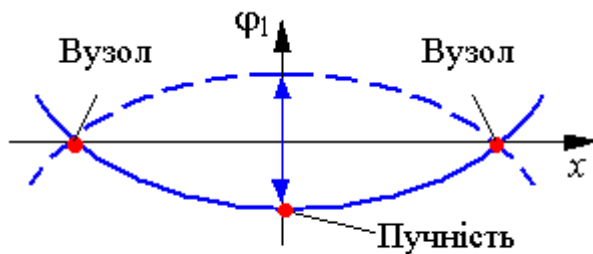


Рис. 5.2

Ураховуючи змінюваність частоти першого тону ω_1 , налаштування такого фільтра стає відносно складною задачею. Для мінімізації впливу вищих тонів пружних коливань на контури демпфірування встановлюють фільтр типу:

$$W_2(p) = \frac{1}{T_\phi^2 p^2 + 2\xi_\phi T_\phi p + 1}, \text{ де } \xi_\phi > 0,5,$$

Даний фільтр обмежує сигнали з частотою, що перевищує $1/T_\phi$. Фільтри пружних коливань додають фазову затримку на робочих частотах сигналу кутової швидкості, що ускладнює демпфування кутових короткоперіодичних рухів. Для вирішення цього недоліку в закони управління існуючих систем

автоматичного керування вводять похідну від сигналу кутової швидкості.

Наприклад:

$$\delta_B^{pa} = W_1(p)W_2(p)[K_{\omega_z} + K_{\omega_z}p]\omega_z$$

Загалом, кращий підхід для боротьби з наслідками пружних коливань - це не просто зменшення їх впливу на схеми автоматичного керування, а використання спеціальних автоматичних систем з додатковими швидкодійними органами управління, що вже ефективно коригують динамічні характеристики стійкості та керованості літака.

РОЗДІЛ 6

Дослідження розроблених контурів штурвального управління

Ми розглядатимемо закон управління рульовим керуванням, який у загальному вигляді можна виразити наступним чином:

$$\delta_B = \delta_B^{\text{л}} + \delta_B^{\text{па}};$$
$$\delta_B^{\text{л}} = K_B X_B; \delta_B^{\text{па}} = K_{\omega z} \frac{T_{\omega z} p}{T_{\omega z} p + 1} W_{\Phi}^{\text{изг}}(p) \omega_z + K_{n_y} n_y + K_{x_b} X_B. \quad (6.1)$$

Рух літака вздовжно, як об'єкта керування, характеризується набором лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -a_x^V V - a_x^\theta \theta - a_x^\alpha \alpha; \\ \dot{\theta} &= -a_y^V V - a_y^\alpha \alpha + a_y^{\delta_\delta} \delta_\delta; \\ \dot{\omega}_z &= -a_{mz}^V V - a_{mz}^{\omega z} \omega_z - a_{mz}^\alpha \alpha + a_{mz}^{\delta_\delta} \delta_\delta + m_{z\delta}; \\ \dot{\vartheta} - \omega_z &= 0; \\ \alpha &= \vartheta - \theta + \alpha_w; \\ n_y &= -\frac{V_0}{g} \cdot a_y^\alpha \alpha. \end{aligned} \quad (6.2)$$

У рівняннях (6.1), (6.2) використані визначені символи.:

$$V = \frac{\Delta V}{V_0}; \theta = \Delta \theta; \omega_z = \Delta \omega_z; \alpha = \Delta \alpha; \vartheta = \Delta \vartheta; n_y = \Delta n_y$$

- відхилення параметрів польоту від програмного забезпечення, безрозмірно задане;

$\delta_B^{\text{л}}, \delta_B^{\text{па}}$ - відхилення руля висоти льотчиком і рульовим агрегатом;

$a_x^V, a_x^\theta, a_x^\alpha \dots a_{mz}^{\delta_B}$ - коефіцієнти системи рівнянь (6.2)

K_B - передаточне число проводки управління; $K_{\omega z}$, K_{n_y} , K_{x_b} - передаточні числа закону управління; $T_{\omega z}$ - стала часу ізодромного фільтра в колі сигналу ω_z ; $W_{\Phi}^{\text{изг}}(p)$ - смуговий фільтр першого тону пружних коливань (ω_0),

$$W_{\phi}^{\text{изг}}(P) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_0 p + \omega_0^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_0 p + \omega_0^2}, \text{ де } \xi_2 > \xi_1$$

$m_{z\omega}$, α_{ω} - зовнішні збурення.

Проведені дослідження контурів демпфування повітряно-пружного літака для математичної моделі пружних коливань першого тону використовують коливальну ланку зі слабким загасанням. Пружні коливання викликаються як відхиленням керма, так і зовнішніми збуреннями, і накладаються на показання датчика кутових коливань.

Дослідженню піддається контур з таким законом управління:

$$\delta_B^{\text{pa}} = K_{\omega z} \omega_z; \tag{6.3}$$

$$\delta_B^{\text{pa}} = K_{\omega z} W_{\phi}^{\text{изг}}(p) \omega_z; \tag{6.4}$$

Цей закон управління (6.3) і (6.4) є окремим варіантом закону управління у загальному вигляді (6.1).

Вивчимо вплив демпфера кроку на характер поздовжнього руху повітряно-пружного літака.

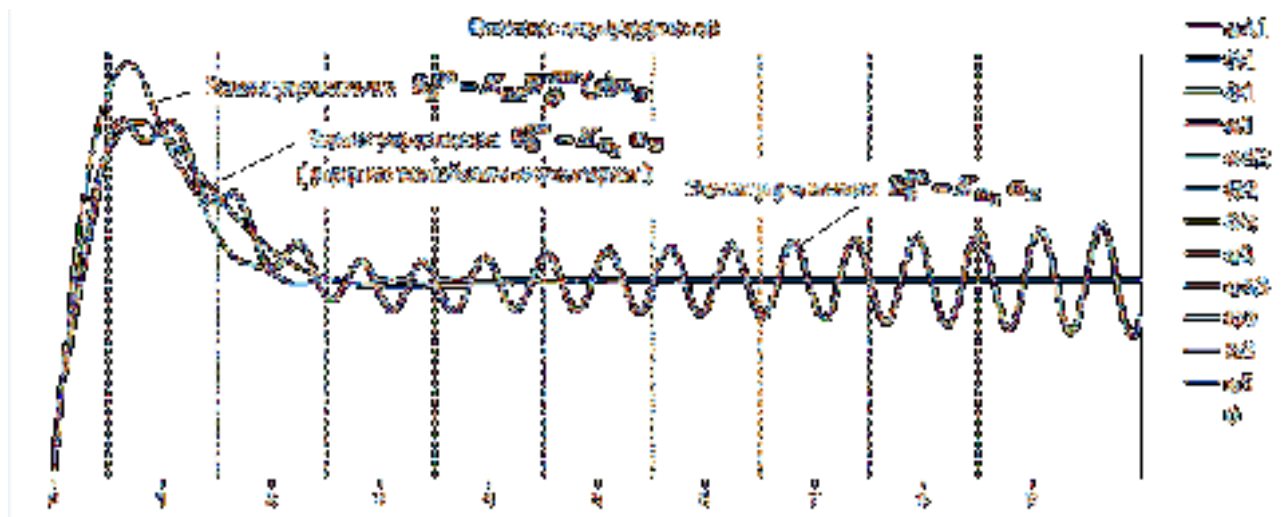


рис 6.1

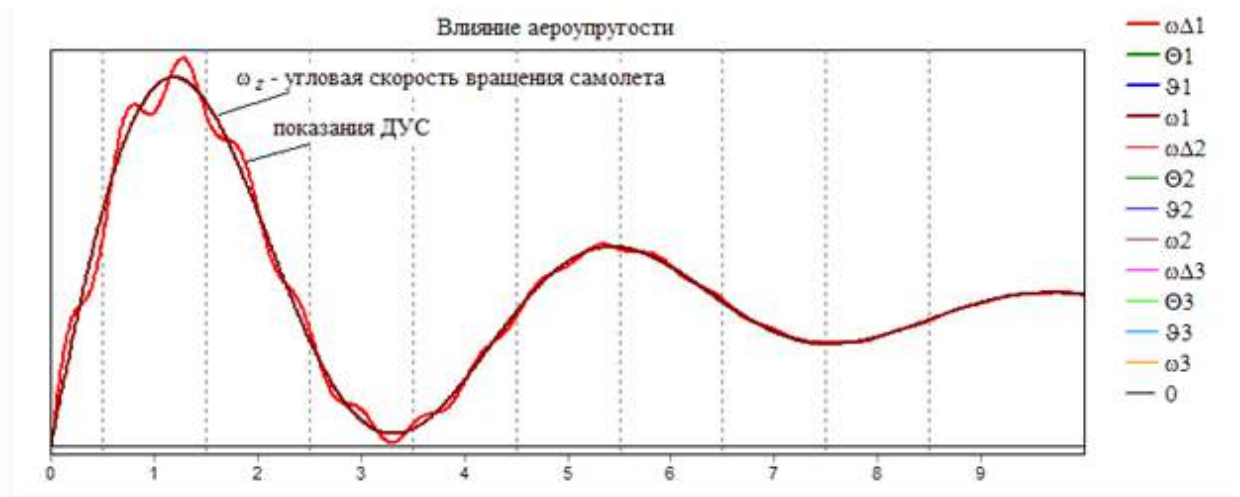


Рис 6.2



Рис 6.3

Підбиваючи підсумок:

- Кутова швидкість вигину поздовжньої осі літака досягає максимуму в вузлі і мінімуму в інверсії.
- Датчик кутової швидкості вимірює не лише кутову швидкість фюзеляжу літака, але й кутову швидкість вигину поздовжньої осі.
- Що ближче розташований датчик кутової швидкості до вузла, тим сильніше відображаються в його вимірах гнучкі коливання фюзеляжу.
- Під час роботи демфера тангажу за законом управління, де датчик кутової швидкості розташований перед фюзеляжем, сигнали пружних

коливань від датчика, що надходять на кермо, збільшують вигини фюзеляжу, підсилюючи пружні коливання.

- Високочастотні відхилення керма створюють моменти, що призводять до коливань поздовжньої осі з частотою, близькою до пружних коливань першого тону, перетворюючи їх у кутові коливання.
- Застосування смугового фільтра для датчика кутової швидкості, налаштованого на частоту пружних коливань першого тону, різко зменшує ефект "апаратного тріпотіння", тобто посилення пружних коливань і їх перехід у кутові коливання.

РОЗДІЛ 7

Дослідження контуру «пружний ЛА - САУ».

Мета цього етапу досліджень полягає у визначенні меж можливих автоколивань та оцінці їх рівня, а також у розробці за необхідності засобів їх запобігання з урахуванням потрібних запасів стійкості. Визначення меж і запасів стійкості виконується за допомогою розрахункових та експериментальних передавальних функцій окремих ланок. Цей процес залучає аналіз характеристик повного розімкнутого контуру та частотних критеріїв стійкості [1, 8, 9].

Оскільки у вирішенні задачі про автоколивання контуру "ЛА—САУ" використовуються частотні критерії стійкості, необхідне експериментальне дослідження частотних характеристик окремих ланок. Ці характеристики визначаються передатними функціями на загальній схемі взаємодії пружного літака та системи автоматичного управління (САУ). Схема у спрощеному вигляді представлена для одного з поздовжніх каналів на рис. 7.1, а. Тут символом "х" показано момент переходу від проведення основних вимірювань на стенді до розгляду феномену флаттера. Пунктирні лінії показують аеродинамічні зміни; F^a - це вплив аеродинаміки на коливання рульових пристроїв та крил.

Матрична передатна функція W^K встановлює зв'язок між вектором сил F (на вході), доданих до корпусу літака, та вектором α (на виході), що представляє його коливання. Також розглядаються передавальні функції: W^c — вектори кутових швидкостей θ та лінійних прискорень корпусу \ddot{y} у перерізі чутливих елементів (ЧЕ) з вектором вихідних (аналогових) напруг U обчислювача; передавальна функція W^n — вектори напруги U на входах приводів з вектором кутів повороту поверхонь; передавальні функції W^{aa} і $W^{a\delta}$ — вектори коливаний корпусу та поверхонь ЛА, α та δ з вектором аеродинамічних сил F^a ; передавальна функція W^n — δ

з пружно-інерційними силами збудження корпусу та F^n .

Далі розглядається крестоподібний літальний апарат зі звичайною схемою, що має чотири керма з незалежними електроприводами для кожного. Управління відбувається у площинах "X", причому канали тангажу та нишпорення ідентичні. Обчислювач використовує цифрове перетворення прискорення корпусу через датчики системи автоматичного управління та аналогове перетворення кутової швидкості в тому ж напрямку (рис. 7.1, б).

Верхній контур на рис. 7.1, позначений як α (з відкритим з'єднанням W^c) асоціюється умовно з завданням флаттера, тоді як нижній (з відкритим верхнім з'єднанням) пов'язаний з випадковими коливаннями пружного літака з активованою системою автоматичного управління (САУ). Точки розмикання контуру під час експериментального дослідження коливань в будь-якому з каналів відповідають нульовим вхідним напругам чотирьох приводів. Критичній швидкості та частоті флаттера відповідає рівність одиниці для одного з елементів матриці $(W^k \cdot W^{aa})$, або загальної матриці $[W^k (W^{aa} + W^{ab})]$. Перший випадок відноситься до коливань, таких як згин корпусу на першій частоті при достатньому віддаленні від інших частот, другий варіант є більш загальним.

Стійкість системи "пружний літак — система автоматичного управління" визначається відношенням (реальні значення):

$$W^k [W^{aa} + (W^{aa} + W^n) W^n W^c] = 1$$

де $\mathbf{1}$ - матриця з одним одиничним елементом.

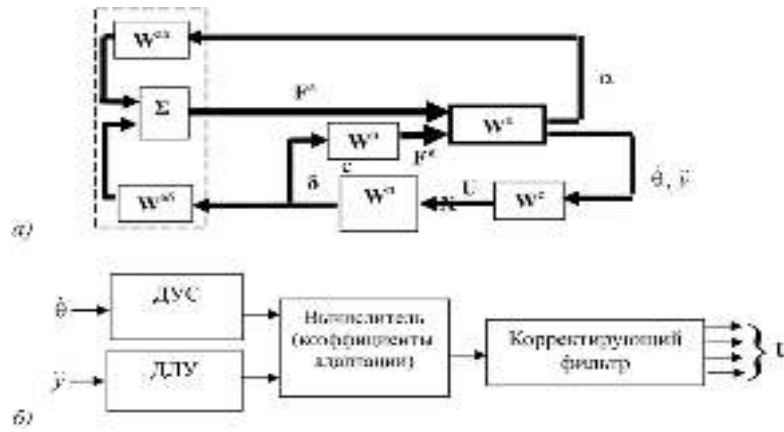


Рис. 7.1:

a — зв'язки збільшення координат і сил системи «пружний ЛА - САУ»; *б* — схема обчислювача САУ.

Так само, як і для межі стійкості поза потоком, межа стійкості на стенді визначається рівністю:

$$W^k W^n W^m W^c = 1 ,$$

Це є ключовим виразом у випадку демпфування коливань потоком повітря в межах допустимих режимів польоту.

Амплітудно-частотна характеристика (АЧХ) та Фазо-частотна характеристика (ФЧХ) корпусу та системи автоматичного управління (САУ), представлені ланками W^k і W^c , відповідно, можуть бути розраховані, але для більш точного визначення вони вимірюються на стенді. Зокрема, експериментально визначаються частотні характеристики ланок W^n і W^m тоді як частотні характеристики ланок W^{aa} і W^{ab} визначаються розрахунком.

Основний обсяг вимірювань проводиться на пружнопідвішеному ЛА, визначення АЧХ та ФЧХ корпусу - при збудженні коливань гармонічними силами F на двох рулях або на корпусі поблизу перетину О.В.Р. Щоб уникнути відхилення руля, викликаного наявністю інтегруючої ланки в ланцюзі лінійного прискорення, воно замінюється ланкою з постійним коефіцієнтом передачі.

Вимірювання коливань проводяться у перерізі датчиків САУ або у двох-трьох точках поруч з ним та у точках збудження. Для визначення лінійного прискорення достатньо використовувати один віброакселерометр,

в той час як для вимірювання кутової швидкості необхідно мінімум два таких датчики, які розташовані в площині збудження або вздовж осі літака. Частотні характеристики вимірюються для отримання АЧХ та ФЧХ відношень θ/F , \ddot{y}/F в діапазоні навколо двох перших власних частот згинальних коливань корпусу та коливань руля. Контроль проводиться за допомогою вимірювань у поперечному напрямку. Одночасно визначаються частотні характеристики, що належать до комбінації елементів ($\mathbf{W}^k \cdot \mathbf{W}^c$). Ці вимірювання включають визначення амплітудно-частотних та фазо-частотних характеристик відношення U/F . Пряме вимірювання сигналів системи управління та системи літака, як правило, є недоступними через їхню недоступність. Ці сигнали встановлюються на стенді лише за допомогою телеметричного обладнання.

Частотні властивості системи приводів, які мають значну нелінійність, визначаються при наявності інерційного навантаження (з установленими кермами). Рівень вхідних сигналів вибирається відповідно до значення максимального передавального відношення δ_0/δ_3 . Початково визначаються ряди амплітудних характеристик δ_0/U , які вимірюються на частотах згинних коливань корпусу. Такі вимірювання на літаку з підвішеним на пружинах корпусом можуть впереджати вимірювання в окремому привідному відсіку з активними силовими приводами.

Величини δ_0 визначаються за амплітудою першої гармоніки напруги. На рисунку 8 представлені амплітудно-частотні та фазо-частотні характеристики, виміряні за допомогою сигналів потенціометрів зворотного зв'язку приводів. Зазвичай цікаві значення включають абсолютні кути, які виміряні за допомогою акселерометрів, розташованих на кермах.

Вимірювання частотних характеристик, які відносяться до комбінації елементів ($\mathbf{W}^k \cdot \mathbf{W}^n$), здійснюються за допомогою відношень θ/U , \ddot{y}/U при введенні гармонійного напруження одночасно на входи двох або чотирьох

приводів (з встановленими рулями). Для досягнення максимальної сили інерційного збудження вибираються необхідні фазові зміщення напруги (з їхніми знаками).

Частотні характеристики, пов'язані з передатними функціями W^n , формуються з використанням меж області даних, що обмежують усі вимірні характеристики (для врахування розкиду експериментальних результатів) під час проведення розрахунків.

Елементи розрахункових ланок W^a визначаються шляхом застосування вибраної аеродинамічної теорії, використовуючи експериментальні аеродинамічні коефіцієнти c_γ^α , $\partial c_m / \partial c_\gamma$, які залежать від числа М. Важливі режими оцінюються через величини творів (qKc_γ^α) , де К (q, М) - це змінний коефіцієнт передачі обчислювача САУ («коефіцієнт адаптації»), при цьому враховуються найбільш критичні стани з найменшими запасами стійкості.

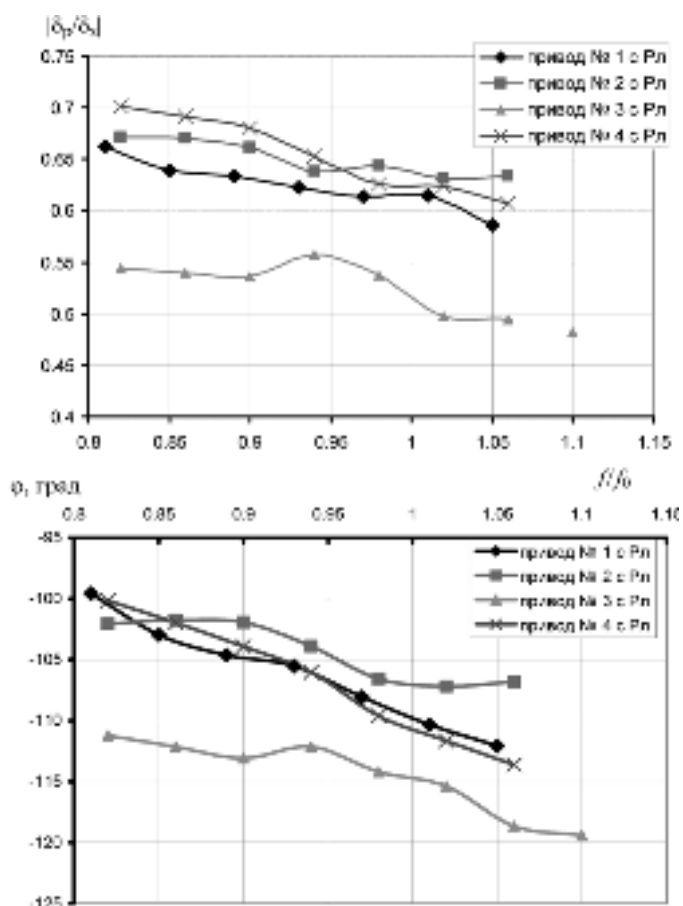


Рис. 7.2. АЧХ и ФЧХ рулевых приводів

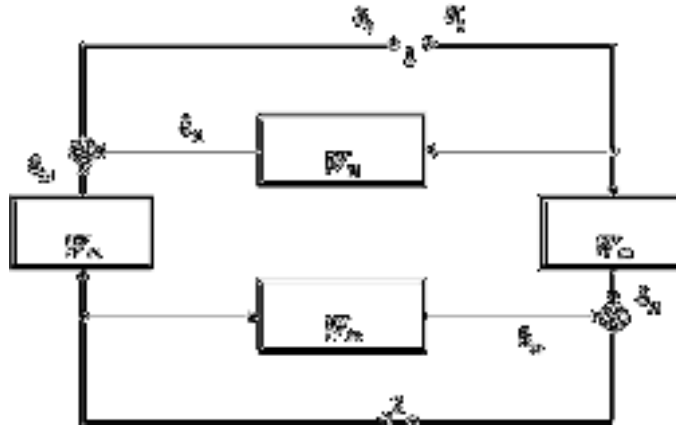
Усі три канали системи автоматичного управління (тангаж, нишпорення та крен) є фундаментально незалежними один від одного. Взаємодія між ними в основному обумовлена лише коливаннями корпусу. У лінійному визначенні схема взаємодії поздовжніх каналів представлена як багатоконтурна система на малюнку 7.3 [8, 9] (де сигнали δ_0^* , δ_0), відповідають вхідному та вихідному сигналам відкритої двоконтурної системи). Взаємодія оцінюється на основі всіх вимірних частотних характеристик під час коливань корпусу, і оцінка стійкості проводиться за допомогою передатної функції W_0 еквівалентного повного відкритого контуру:

$$W_0 = \delta_0^* / \delta_{\text{вх}} = W_{11} + W_{12}(W_{12}W_{21})/(1-W_{22}),$$

Де W_{kj} - "приватна" передавальна функція "пружного ЛА - САУ" від δ_k^* - входу РП k-го каналу, до δ_j - виходу j-го каналу.

В практиці точки розриву контурів системи автоматичного управління (САУ) знаходяться в обчислювачі, і лише чотири входи та виходи рульових приводів стають доступними для вимірювань, утворених комбінацією сигналів з трьох каналів. Таким чином, амплітудно-частотні та фазо-частотні характеристики кожного відкритого каналу формуються шляхом розрахунку, використовуючи обробку експериментальних наборів частотних характеристик.

У такому випадку можливий один з варіантів, який пов'язаний з векторним сумуванням сигналів з відповідними знаками на входах приводів для отримання сигналу, наприклад, в каналі тангажу (зображено на малюнку 7.4). Різниця сигналів на входах рульових приводів при збудженні тангажних коливань виникає внаслідок руху корпусу літака у двох площинах. Також необхідно використовувати аналогічну векторну комбінацію передавальних відносин самих приводів, які діють як паралельно підключені ланки. Отримані штучно "еквівалентні керма" включаються як окремі ланки в контур "Пружний літак - САУ". Інший варіант включає аналогічну процедуру з вихідними сигналами приводів (показано на малюнку 7.5).



Мал. 7.3. Блок-схема взаємовпливу контурів САУ

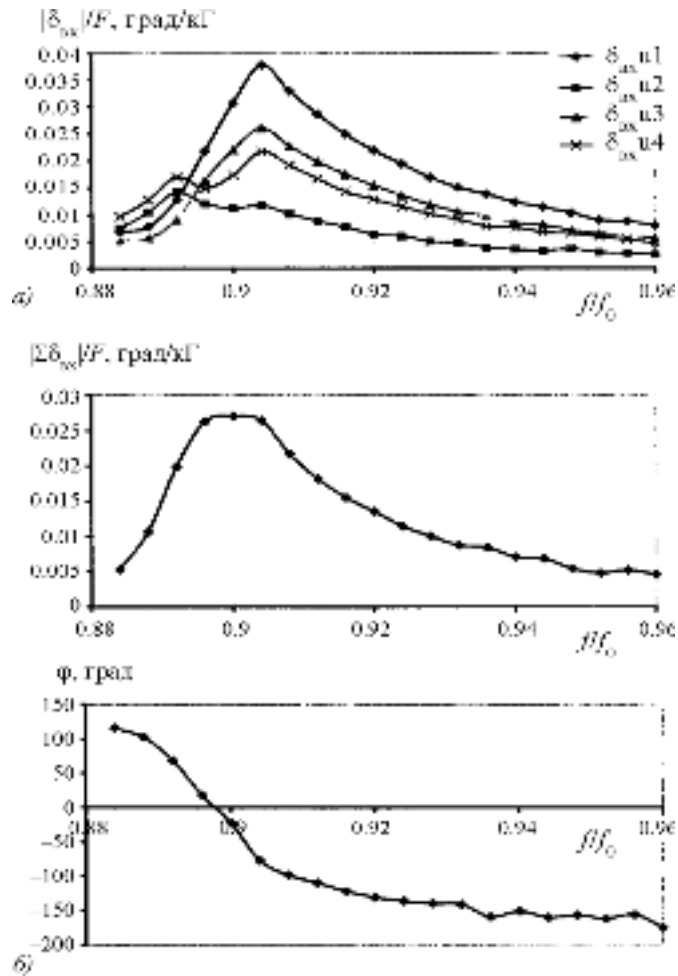
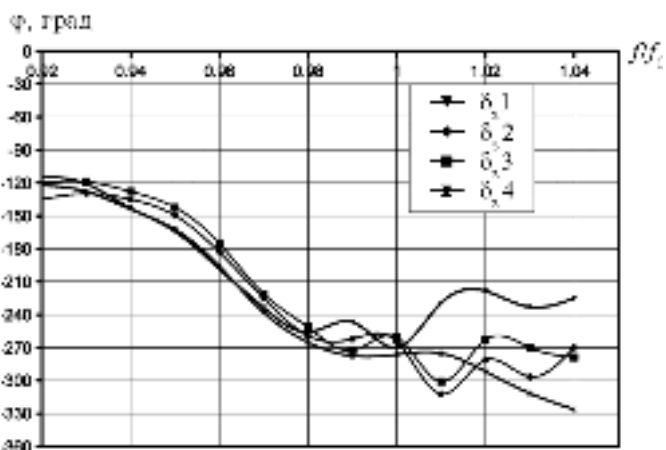
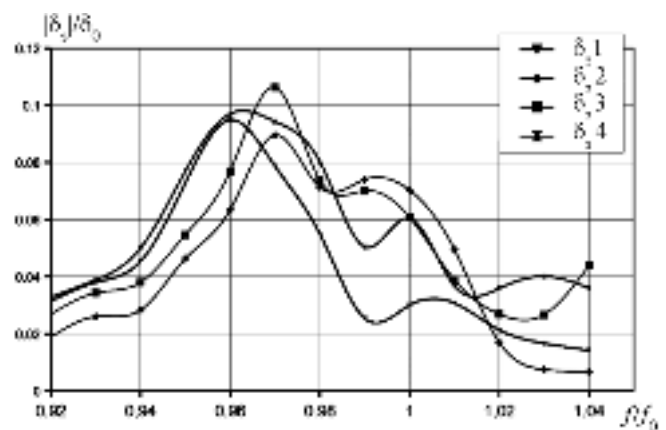


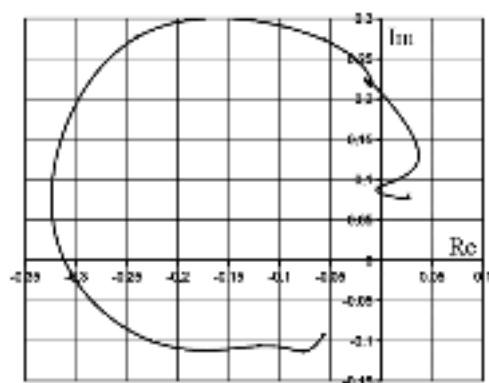
Рис. 7.4. АЧХ від сили на корпусі до вхідних сигналів приводів (а), АЧХ та ФЧХ векторної суми сигналів(б)

Стійкість за модулем і фазою замкнутого контуру оцінюється шляхом використання частотних характеристик повного відкритого контуру з використанням традиційних частотних критеріїв. Оскільки в контурі

присутня стабілізація як цифрової, так і аналогової гілок, потрібно оцінювати їхній порівняльний вплив на вигляд частотних характеристик відкритого контуру. Вимірювання здійснюються під час роботи як аналогової частини по ланцюгу кутової швидкості та у комбінованому режимі - за кутовою швидкістю та лінійним прискоренням.



а)



б)

Рис.7.5 Частотні характеристики розімкнутого контуру каналу тангажу:
а - вихідні сигнали приводів; б - частотний годограф векторної суми сигналів

У разі потреби у збільшенні запасів стійкості досить доступним та відносно менш трудоемним варіантом є внесення змін у параметри коригувальних фільтрів або модифікація їхньої структури [8, 9].

На рисунку 7.5 представлені приклади амплітудно-частотних та фазо-частотних характеристик повного відкритого контуру літака на стенді, зображеного на підключеному комбінованому ланцюгу кутової швидкості та лінійного прискорення. У частотному годографі на рисунку 7.5, б наведено образ частотних характеристик повного відкритого контуру через комбінований ланцюг (з точністю до масштабного множника).

Додатковим методом вивчення стійкості аеропружних коливань є електромеханічне моделювання аеродинамічних сил (ЕММ), що включає імітацію умов польоту [1, 10]. Проведення випробувань з використанням штучного потоку повітря дозволяє отримати контрольні результати взаємодії гнучкого літака і системи автоматичного управління (САУ), зокрема оцінюючи стійкість замкнутого контуру. У випадках обмеженого часу, наприклад, для функціонування приводів, дослідження за допомогою ЕММ проводяться переважно на режимах, що знаходяться поблизу критичних значень швидкісного напору та твору (qKc_y^α) з урахуванням попередньої розрахунково-експериментальної оцінки.

Засоби здійснення експерименту включають в себе комплекс апаратних та програмних компонентів. Загальний склад експериментальних засобів формується згідно з вищезазначеними основними відношеннями і включає в себе датчики із відповідною апаратурою, засоби фільтрації, обчислювальні засоби, засоби відображення даних, оперативні розрахунки та представлення результатів у табличному та графічному вигляді. Частина цих функцій виконується за допомогою персонального комп'ютера (ПК), який обладнаний відповідними програмами.

РОЗДІЛ 8

Розробка підходів до побудови контурів погашення аеропружних коливань

8.1 Безпосереднє управління аеродинамічними сигналами

Управління рухом літака за традиційною схемою, яке не включає зміну тяги двигуна, передбачає вплив на нормальне перевантаження n_y у площині симетрії та його орієнтацію у просторі за допомогою керуючих моментів по тангажу, крену та роланню. Однак цей метод має свої недоліки.

Перший недолік полягає в тому, що перевантаження не виникає миттєво, а лише після створення відповідних приростів кутів атаки, крену та ковзання. Це пов'язано з подоланням інерції літака. Крім того, у літаків стандартної конструкції підйомна сила поверхонь керма створює "прогин" — тенденцію до руху в протилежному напрямку, а також підвищує інерційність управління.

На малюнку 8.1 зображено вплив інерції на процес управління поздовжнім рухом літака. Ефект інерції особливо помітний в важких літаках. Підвищення швидкості миттєвого управління може бути досягнуте шляхом використання безпосереднього управління аеродинамічними силами.

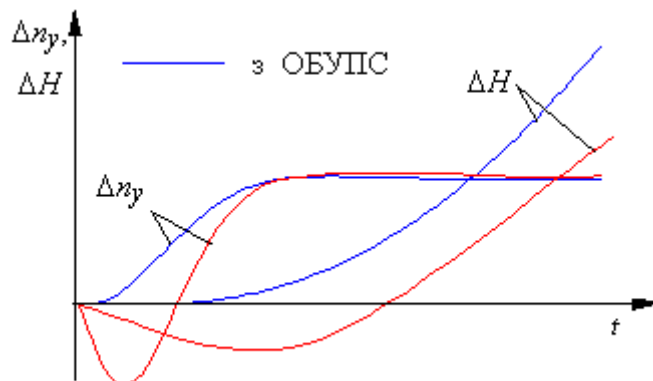


Рис. 8.1

Для активного управління підйомною силою (ОБУПС) можна використовувати різноманітні елементи керування, такі як закрилки, перехоплювачі, флаперони, спойлери або спеціальні елементи, наприклад,

переднє горизонтальне оперення. Корпуси ОБУПС можуть виконувати роль переднього вертикального оперення або служити вертикальними рульовими поверхнями на крилі.

Для покращення ефективності управління поздовжнім рухом літака необхідно використовувати активні елементи управління підйомною силою (ОБУПС), щоб компенсувати зміни підйомної сили, викликані відхиленням керма на початковій фазі управління, а потім повернути ОБУПС у вихідне положення.

Найпростіше повернення ОБУПС у вихідне положення можна забезпечити за допомогою ізодромної ланки, яка встановлюється в каналі зв'язку ОБУПС з висотним кермом (рис. 8.2).

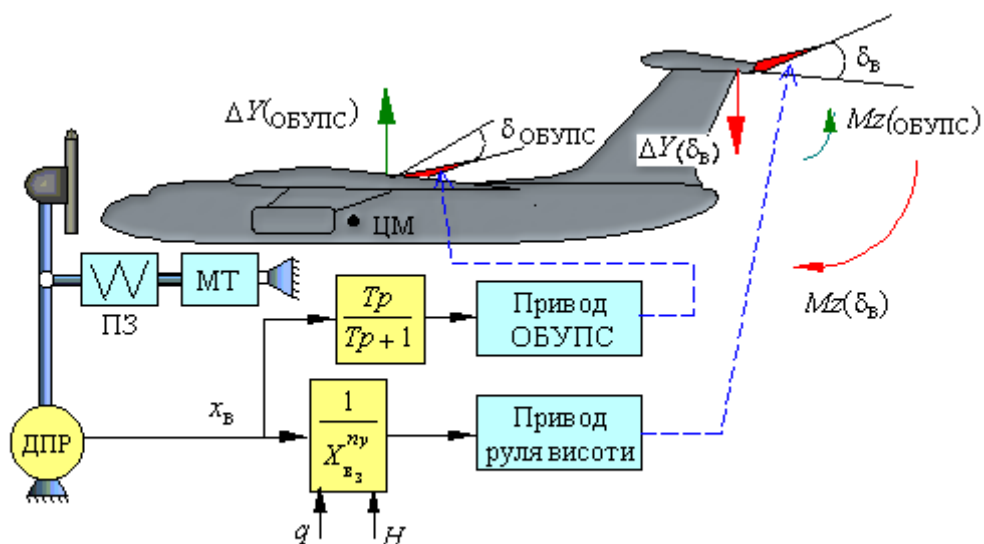


Рис. 8.2

Отже, при відхиленні важеля управління, ОБУПС також відхиляється і створює підйомну силу ΔY (ОБУПС) і ΔY (δ_B), компенсуючи зміну підйомної сили, що виникає при відхиленні керма.

При розташуванні ОБУПС вперед від центру мас, збільшується керуючий момент керма висоти. Однак, коли ОБУПС розташовано поза центром мас, важливо врахувати умову:

$$Mz(\text{ОБУПС}) \ll Mz(\delta_B).$$

На рис. 8.1 суцільна лінія показує вплив OBUPS на поточний контроль поздовжнього руху.

Іншою недолікою традиційного управління є складна динаміка кутових переміщень літального апарата при траєкторному управлінні, що в завданнях точного управління вимагає високого рівня підготовки від пілота. Складність управління випливає з того, що негайне втручання в керування спричиняє зміни практично в усіх фазових координатах літака, таких як:

- кути атаки та ковзання;
- курс, крен, крок;
- висота, швидкість, бічне відхилення.

Тому, для вирішення задач точного пілотування, цілком доцільно розглядати можливість розділення управління на відокремлені групи фазових координат. Частково таке розподілення може бути здійснене шляхом звичайного негайного втручання, але повністю ефективне втручання можна реалізувати лише в разі безпосереднього контролю аеродинамічних сил за допомогою систем управління польотом та систем управління бортовою обчислювальною технікою.

Узагальнено, кожне втручання під час поздовжнього руху призводить до збільшення відхилення на один момент DM_z і дві сили DY і DX , а при поперечному русі - два моменти DM_x , DM_y і одну силу DZ .

В даному випадку, для прямого впливу на поперечну силу, необхідно взаємно узгодити втручання у керування рулем та системою бортового управління обтічно-бічною стабілізацією (ОБУБС) (рис. 8.3), забезпечивши таке відхилення, яке породжує бічну силу ($Z = Z(\text{ОБУБС}) + Z(\delta_n)$)

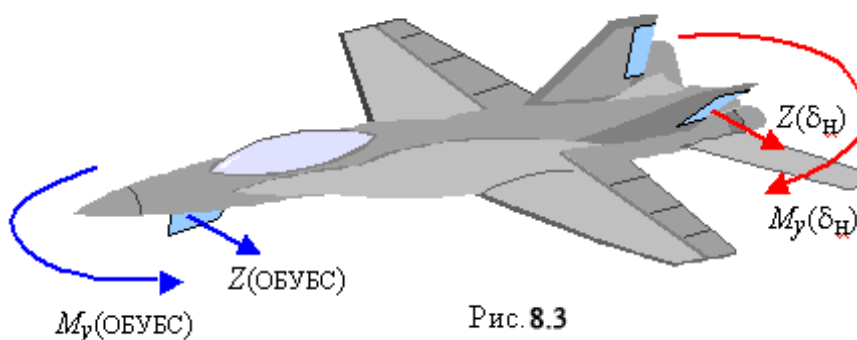


Рис. 8.3

практично без зміни моменту ризику. $M_y(\text{ОБУБС}) + M_y(dv) = 0$.

$$\begin{bmatrix} m_x^{\delta_e} & m_x^{\delta_H} & m_x^{\delta_z} \\ m_y^{\delta_e} & m_y^{\delta_H} & m_y^{\delta_z} \\ c_z^{\delta_e} & c_z^{\delta_H} & c_z^{\delta_z} \end{bmatrix}$$

Якщо матриця ефективності засобів управління для бічного руху, де dz - відхилення ОБУБС, не є сингулярною (визначник не рівний нулю), завжди можна вибрати такі коефіцієнти перехресного зв'язку сигналів a_{ik} на вході приводів рульових поверхонь,

$$\begin{aligned} \delta_e &= \delta_e^{\Pi} + a_{12} \delta_H + a_{13} \delta_z; \\ \delta_H &= a_{21} \delta_e + \delta_H^{\Pi} + a_{23} \delta_z; \\ \delta_z &= a_{31} \delta_e + a_{32} \delta_H + \delta_z^{\Pi}, \end{aligned}$$

що передача індивідуальних командних сигналів від пілота викличе виникнення ізольованих моментів та сил, відповідно:

$M_x \neq 0$ ($M_y = Z = 0$); $M_y \neq 0$ ($M_x = Z = 0$); $Z \neq 0$ ($M_x = M_y = 0$).

Після виконання цієї процедури, відомої як вирішення операційних впливів, можна продовжити взаємодію з діагональною матрицею.

$$\begin{bmatrix} m_x^{\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & m_y^{\delta_H} & 0 \\ 0 & 0 & c_z^{\delta_z} \end{bmatrix}$$

Пряме впливання на аеродинамічні сили дозволяє впроваджувати нові рухові маневри літака, такі як рух фюзеляжу у прямолінійному напрямку, при цьому фюзеляж обертається навколо вектора швидкості без зміни кута атаки (ковзання).

При реалізації нових рухових маневрів взаємодія між силовими та моментними органами управління підкоряється певним закономірностям, що визначаються синтезом відповідної системи управління.

Правила керування, які забезпечують поперечні взаємозв'язки, повинні компенсувати аеродинамічні сили та моменти, що виникають при викликанні одного з зазначених видів руху, та вносять зміни в цей рух.

Структура системи BUBS, що реалізує різні форми поперечного руху, показана на рис. 8.4.

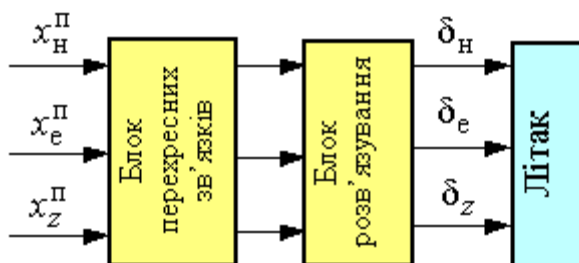


Рис. 8.4

Впровадження системи блоків управління прискорювально-газодинамічного і бортового управління багатокритеріального літального апарата в широкому спектрі польотних режимів вимагає використання складного обчислювального пристрою, оскільки зміни параметрів польоту призводять до змін коефіцієнтів блоку розв'язку та параметрів поперечних зв'язків. З цього приводу, доцільно використовувати цю систему на базі цифрових комп'ютерів..

Еволюцією концепції безпосереднього управління аеродинамічними силами є впровадження систем управління адаптивним крилом. Останнім часом, завдяки розвитку нових конструкційних матеріалів, з'явилася можливість змінювати форму крила вздовж його розмаху. Можливість зміни форми крила в повітрі залежно від числа Маха та кута атаки дозволяє забезпечити оптимальні аеродинамічні характеристики в різноманітних польотних режимах. Використання профілю крила, який може змінюватися за допомогою гідропривода, вимагає застосування новітніх технологій у конструкції повітряного судна. Альтернативою є адаптація шляхом керування щітками, закрилками та поверхнями, що відсутні, яка, хоч і менш

технологічна, але менш ідеальна. На рис. 8.5 показує форму профілю крила в різних режимах польоту:

і - крейсерський;

б - маневрування;

в - посадка.

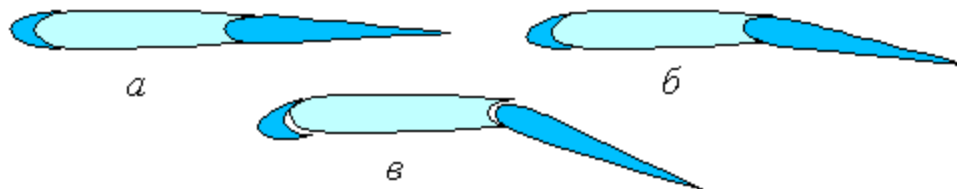


Рис. 8.5

Завдяки високій аеродинамічній ефективності адаптивне крило здатне підвищити кутову швидкість обертання на 50-60% при середніх висотах та підвищити ефективність польоту в режимі патрулювання на 10%

Крило з можливістю адаптації (рис. 8.6, б) дозволяє зміщати підйомну силу вздовж розмаху крил, відзначаючись відмінністю від традиційного крила (рис. 8.6, а), де це досягається переміщенням центру тиску в напрямку фюзеляжу. Це можна досягти шляхом зменшення відхилення секцій носків та закрилків при віддаленні від фюзеляжу, що еквівалентно геометричному "закрутці" крила. Зниження напруження в конструкції крила дозволяє скоротити запас міцності та масу конструкції крила або збільшити його видовження.

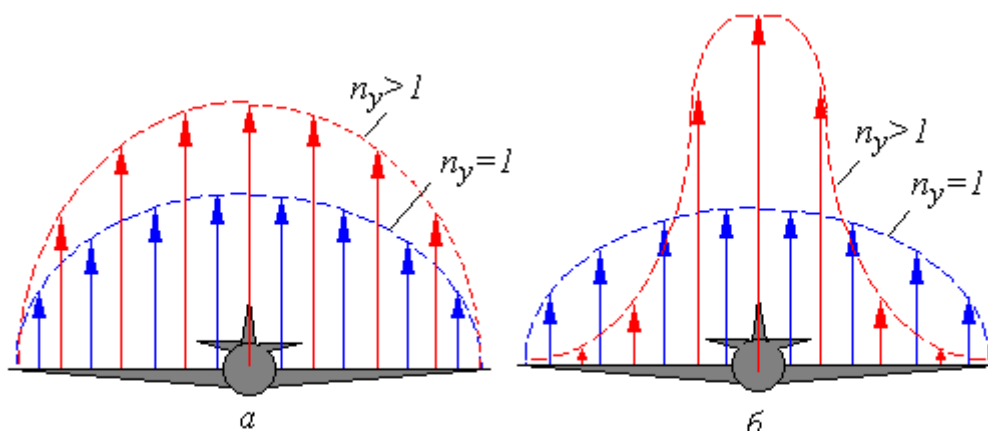


Рис. 8.6

Для здійснення контролю над механізацією крила під час маневрів можна використовувати інформацію щодо відхилення важеля управління або збільшення кута атаки (нормальне перевантаження). У тому випадку, коли важіль управління відхиляється в напрямку позитивного перевантаження або внаслідок збільшення перевантаження, механізація крила викликає виникнення негативного збільшення підйомної сили на кінцях крила і додаткової підйомної сили на кореня крила.

Органи механізації не впливають на висоту керма, якщо в результаті їх відхилення загальна підйомна сила крила залишається незмінною. Для уникнення "просадки" загальної підйомної сили крила на початковому етапі маневру можна збільшити, наприклад, використовуючи подану схему на рис.8.2.

Зміна форми крила, в залежності від режиму польоту, відбувається шляхом відхилення механізації крила на певні кути при досягненні конкретних умов польоту, таких як число M або активація певних режимів, наприклад, режиму посадки.

8.2. Парирування впливу вітру та погашення аеропружних коливань

Пориви вітру та постійна турбулентність атмосфери, які викликають гнучкі деформації конструкції, призводять до додаткового виникнення негативних перевантажень. Підбір міцності конструкції повинен здійснюватися з урахуванням поривів вітру, тоді як прогнозований ресурс конструкції повинен враховувати вплив малих турбулентностей, що призводить до додаткового споживання ресурсів. Оскільки вплив вітрових турбулентностей є випадковим, виникає проблема обґрунтування необхідної міцності споруди та швидкості витрати її ресурсу. Слід відзначити, що збільшення міцності конструкції призводить до збільшення ваги літака, але не гарантує необхідного рівня безпеки польоту, оскільки може відбуватися неконтрольоване (збільшене) виснаження ресурсів конструкції через вплив

дрібномасштабної турбулентності. Крім того, герметичні коливання літака спричиняють збільшення рівня випадкових перевантажень та утворення некомфортних умов для екіпажу.

Існують різні методи для зменшення впливу вітру на літальний апарат, такі як зміна динамічних характеристик літака як твердого тіла, компенсація перевантажень за допомогою відхилення від прямого регулювання аеродинамічних сил і заглушення пружних коливань конструкції. Один із прикладів застосування першого методу - це демпфер тангажу, який спрямований на зменшення розсіювання кутової швидкості та перевантажень під час польоту в турбулентній атмосфері.

Більш ефективним підходом є розробка спеціальних конфігурацій для зменшення навантаження на крило. Структура таких конфігурацій фундаментально не відрізняється від системи зменшення аеродинамічних навантажень. Приклад спрощеної конфігурації для зниження навантаження на крило від впливу вітру продемонстровано нижче на рис. 8.7.

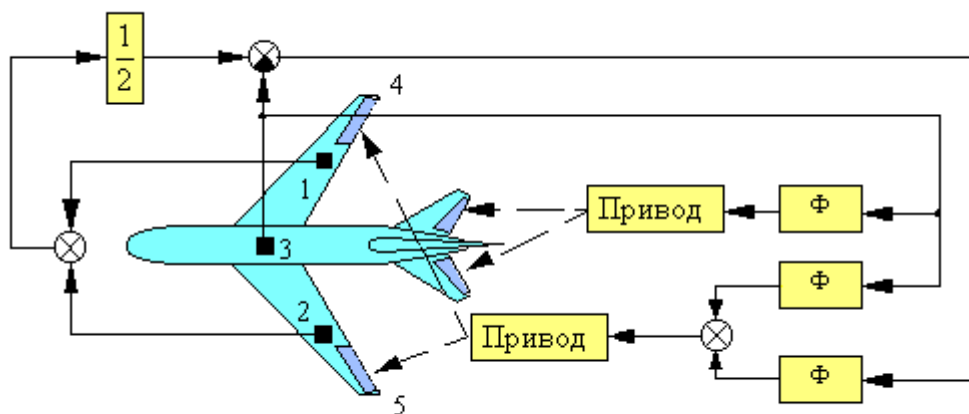


Рис. 8.7

Якщо система використовує інформацію про відхилення пілота для зменшення аеродинамічних навантажень на крило від вхідного сигналу, акселерометр 3, який розташований у центрі мас літака та відповідає за вимірювання перевантажень, використовується для зниження розсіювання дискретних турбулентностей вітру, які впливають на крило.

У даній конфігурації для управління використовуються симетрично відхиляючіся елерони 4, 5. Дія дискретних турбулентностей вітру фіксується акселерометром 3. Сигнал від акселерометра служить вхідним для органів управління, які, рухаючись у відповідь на цей сигнал, відсилають зняття навантаження з крила відносно згинальних моментів, перерозподіляючи тиск по розмаху крила (див. рис. 8.6, б) за зменшення нормального перевантаження. Паралельно з відхиленням елеронів відбувається відхилення керма, що призводить до зменшення впливу симетричних елеронів на кутовий рух літака. Коригувальні фільтри F (зображені на рис. 8.7) у каналах управління гарантують координоване відхилення рульових поверхонь.

Використовуючи ту саму концепцію, можна також приглушати пружні коливання крила. Для отримання даних про коливання використовують акселерометри 1, 2, розташовані в точках прикладання керуючої сили, а саме поруч з елеронами. Це розташування датчиків убезпечує їхню незалежність від впливу факторів форми власних коливань. Сили, що створюються органами управління, повинні залежати від швидкості коливань крила і направлені на їх зменшення. Сигнал, що відображає швидкість локальних коливань конструкції, можна отримати шляхом інтегрування сигналу акселерометра. Аналогічна інформація також може бути отримана від датчиків кутової швидкості, які вказують на вузли відповідних тонів пружних коливань. Серед іншої інформації про пружні коливання, сигнал акселерометра включає компонент перевантаження, що виникає внаслідок переміщення центру мас літака. Для відокремлення цього компонента використовується інформація від акселерометра 3, розташованого в центрі мас, шляхом віднімання його вимірів від вимірів акселерометрів, розташованих на крилі.

Для ефективного виконання завдань з парування аеродинамічних та пружних коливань необхідно, щоб система управління мала високу швидкість та високу пропускну здатність.\

РОЗДІЛ 9

Синтез системи активного управління підвищення ресурсу літака

Перша група варіантів дослідження включає організацію системи зменшення коливань, де $k_d=1$. При синтезі системи з повною керованістю та спостерігальністю, при $k_m=1$, $k_d=1$, отримано матрицю коефіцієнтів алгоритму управління $K10$:

$$K10 = (0.3415 - 5.9929 \quad 0.1089 - 8.0258 \quad 0.9739 \quad 13.3487);$$

Усі власні числа системи мають негативні реальні частини, їх матриця:

$$E = 1.0e+003 * (-1.6000, -0.0102 + 0.0339i, -0.0102 - 0.0339i, -0.0066 + 0.0165i, \\ -0.0066 - 0.0165i, -0.0057).$$

Використовуючи єдині зворотні зв'язки за фазовими координатами першого та третього тонів коливань, отримано матрицю коефіцієнтів $K11$:

$$K11 = (0.2717 - 6.6028 \quad 0.2717 - 6.6028 \quad 0.9739 \quad 13.3487).$$

Перехідні процеси у цих варіантах системи практично збігаються, тому тут (рис.1) і далі вони наводяться для більш простих у реалізації варіантів з однаковими коефіцієнтами зворотних зв'язків за координатами першого та третього тонів.

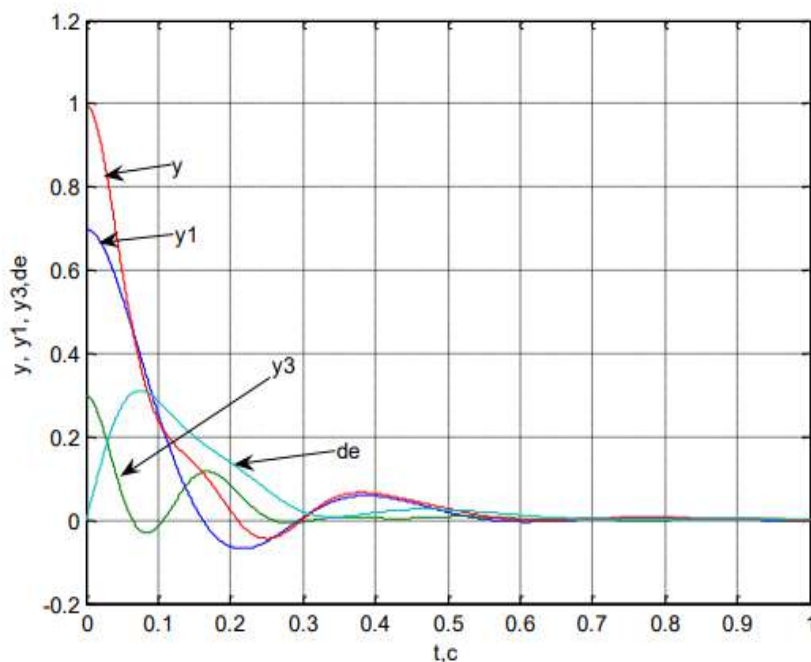
З графіків видно, що коливання об'єкта із системою демпфування затухають до 5% початкового рівня менше ніж за 0,5 секунди і до 7% за 0,4 секунди.

Збільшення коефіцієнта k_m під час синтезу системи ефективно впливає на характер перехідного процесу в ній. Зі зростанням k_m спостерігається зменшення абсолютних значень коефіцієнтів зворотного зв'язку в системі, власних частот, рівня і ефективності управлінського впливу. Перехідний процес у системі тоді наближається до вільних коливань об'єкта. При

зменшенням k_m , спостерігається збільшення модулів коефіцієнтів зворотного зв'язку та власних частот в системі, також зростають величини керуючих впливів та їх ефективність. Зменшення k_m спершу призводить до зменшення коливань перехідного процесу, після чого процес стає однозначним та переходить у монотонний режим. Ці зміни приблизно пропорційні $\sqrt{k_m}$.

Рис.1. Перехідні процеси у системі демпфування коливань напівкрила, синтезованої при $k_m=1, k_d=1$.

Модифікації системи, порівняно з основним варіантом (зображено на рис. 1), при зміні k_m проілюстровані на рис. 2, 3 та 4. На рис. 2 видно, що при $k_m = 10$ рівень керуючого впливу зменшився, а перерегулювання в системі



зросло приблизно втричі порівняно з основним варіантом.

З рис. 3 видно, що при $k_m = 0,5$ перерегулювання в системі відсутнє, і коливання стали однозначними. Як показано на рисунку 4, при $k_m = 0,1$ коливання в системі відсутні, а перехідний процес став монотонним. При

цьому підвищення ефективності активного демпфування коливань досягається через зростання керуючих впливів.

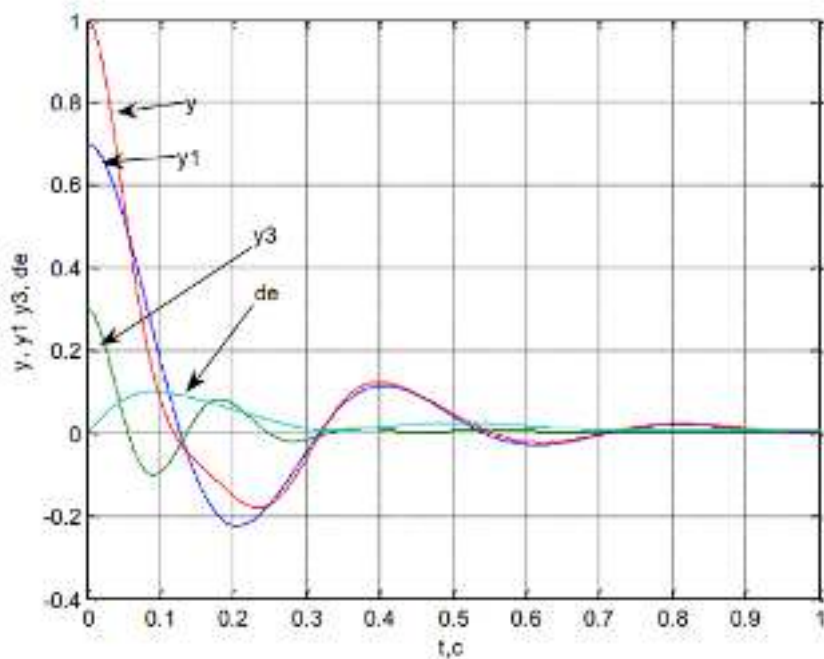
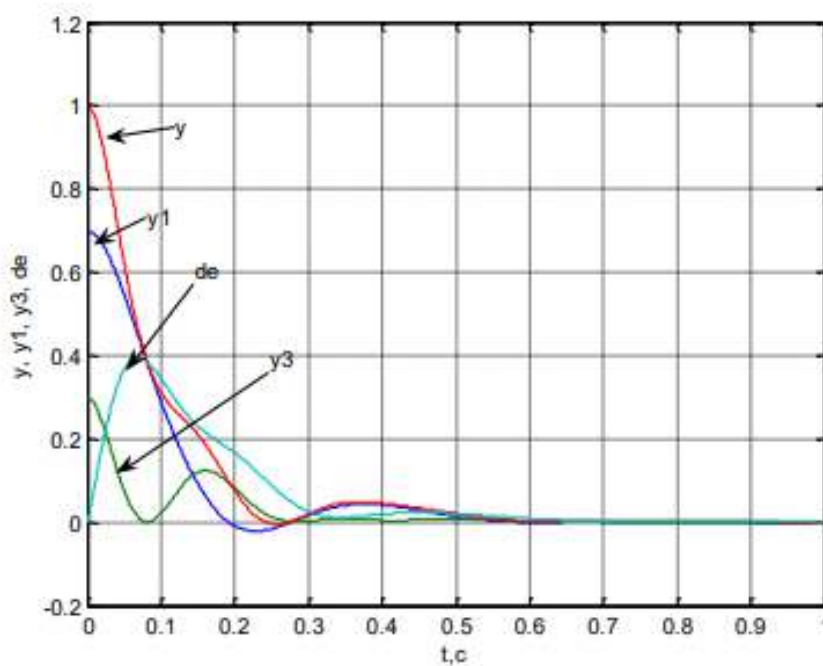


Рис.2. Перехідні процеси у системі демпфування коливань



напівкрила, синтезованої при $k_m = 10$.

Рис.3. Перехідні в системі демпфування коливань напівкрила, синтезованої при $k_m = 0,5$.

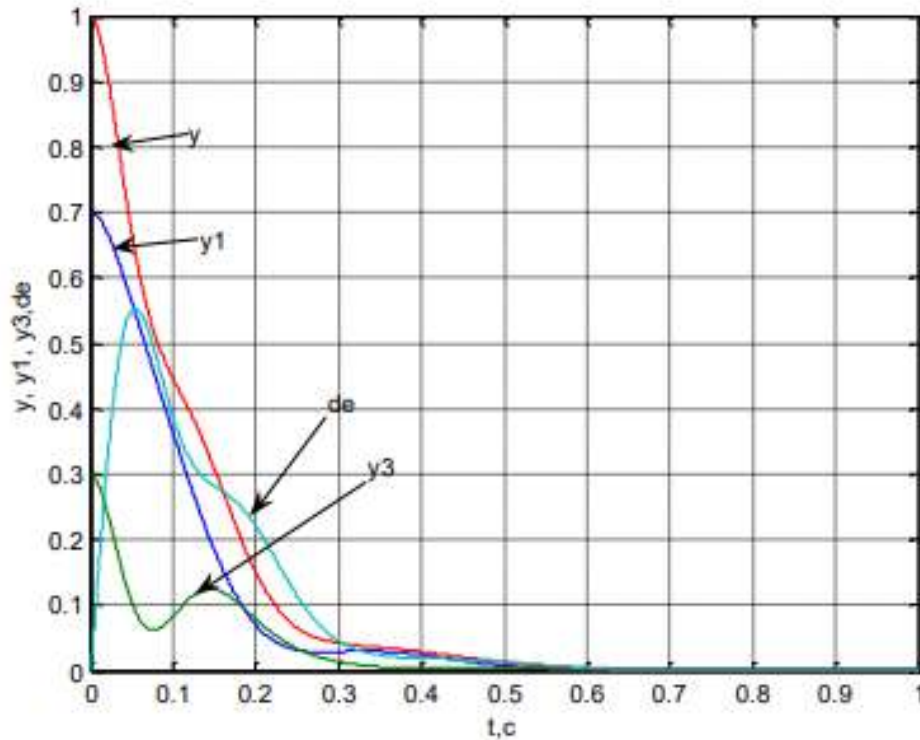


Рис.4. Перехідні процеси у системі демпфування коливань синтезованої при $k_m = 0,1$.

Таблиці 1, 2 та 3 надають інформацію про зміни керованості коефіцієнтів зворотного зв'язку в системі та корені її характеристичного рівняння при змінах коефіцієнта k_m , за умови, що коефіцієнт $k_d = 1$. Таблиці включають значення коефіцієнтів управління для системи демпфування коливань напівкрила при повній та неповній інформації в системі, а також характеристичні числа системи при повній інформації, отримані під час синтезу системи при різних значеннях коефіцієнта k_m в діапазоні від 0,1 до 10.

Передавальні числа регулятора системи демпфування коливань напівкрила при повній керованості і спостерігальності змінюються в межах, визначених обмеженням витрати потужності системи на управління, за умови, що коефіцієнт k_m регулюється при рівні необхідного демпфування коливань, тобто $k_d=1$.

k_m	$(k_1 \quad k_2 \quad k_3 \quad k_4 \quad k_5 \quad k_6)$
0,1	(1.9230 -12.5249 1.1989 -23.1401 0.9896 38.8341)
0,2	(1.2127 -10.5893 0.6391 -19.0041 0.9837 29.2018)
0,316	(0.8732 -9.2621 0.4032 -15.6198 0.9804 23.7909)
0,5	(0.6132 -7.9285 0.2450 -12.2843 0.9775 19.0980)
1	(0.3415 -5.9929 0.1089 -8.0258 0.9739 13.3487)
2	(0.1795 -4.2957 0.0466 -5.0347 0.9713 9.0852)
3,16	(0.1149 -3.3790 0.0266 -3.7034 0.9700 6.9879)
5	(0.0732 -2.6464 0.0155 -2.7699 0.9690 5.3713)
10	(0.0380 -1.8742 0.0074 -1.9008 0.9679 3.6750)

Табл.1

Передавальні числа регулятора в системі демпфування коливань напівкрила при неповній керованості та спостерігальності змінюються в межах, обумовлених обмеженням витрати потужності системи на управління, за умови, що коефіцієнт k_m регулюється при рівні необхідного демпфування коливань, тобто $k_d=1$

k_d	$(k_1 k_2 k_3 k_4 k_5 k_6)$
0,1	(1.7057 -15.7094 1.7057 -15.7094 0.9896 38.8341)
0.2	(1.0406 -13.1138 1.0406 -13.1138 0.9837 29.2018)
0,316	(0.7322 -11.1694 0.7322 -11.1694 0.9804 23.7909)
0.5	(0.5027 -9.2352 0.5027 -9.2352 0.9775 19.0980)
1	(0.2717 -6.6028 0.2717 -6.6028 0.9739 13.3487)
2	(0.1396 -4.5174 0.1396 -4.5174 0.9713 9.0852)
3,16	(0.0884 -3.4763 0.0884 -3.4763 0.9700 6.9879)
5	(0.0559 -2.6834 0.0559 -2.6834 0.9690 5.3713)
10	(0.0288 -1.8822 0.0288 -1.8822 0.9679 3.6750)

Табл.2

Характеристичні числа системи демпфування коливань напівкрила при повній керованості та спостерігальності залежать від обмеження коефіцієнта k_m , що регулює витрати потужності системи управління, при умові, що коефіцієнт рівня необхідного демпфування коливань дорівнює $k_d=1$.

k_d	$(e_1 e_2 e_3 e_4 e_5)$
0.1	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0182 \pm 0.0365i, -0.0096 \pm 0.0197i, -0.0089)$
0.2	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0144 \pm 0.0352i, -0.0090 \pm 0.0186i, -0.0082)$
0.316	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0127 \pm 0.0346i, -0.0084 \pm 0.0179i, -0.0075)$
0.5	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0115 \pm 0.0343i, -0.0077 \pm 0.0173i, -0.0069)$
1	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0102 \pm 0.0339i, -0.0066 \pm 0.0165i, -0.0057)$
2	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0095 \pm 0.0337i, -0.0057 \pm 0.0160i, -0.0046)$
3.16	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0093 \pm 0.0336i, -0.0053 \pm 0.0158i, -0.0039)$
5	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0091 \pm 0.0336i, -0.0050 \pm 0.0156i, -0.0033)$
10	$1.0e+003 *(-1.6000, -0.0089 \pm 0.0335i, -0.0046 \pm 0.0155i, -0.0026)$

Табл.3

Графіки на рис.6 відображають залежність максимальних відхилень рульового органу $\delta_{em} = \delta_{em}$ та відносних значень перерегулювання (z) в перехідних функціях, які отримані при різних значеннях коефіцієнта k_m . Відносне перерегулювання визначено як нормоване абсолютне перерегулювання в кожному перехідному процесі, у системі з неповною керованістю та спостерігальністю, враховуючи величину перерегулювання в процесі вільних коливань об'єкта за ненульових початкових умов.

На графіках на рис. 6 відображені відносні часові характеристики перехідних функцій за регульованою координатою в системі демпфування коливань, яка складається із неповної системи спостерігання. Ці функції побудовані для різних значень коефіцієнта k_m при фіксованому коефіцієнті $k_m = k_m$.

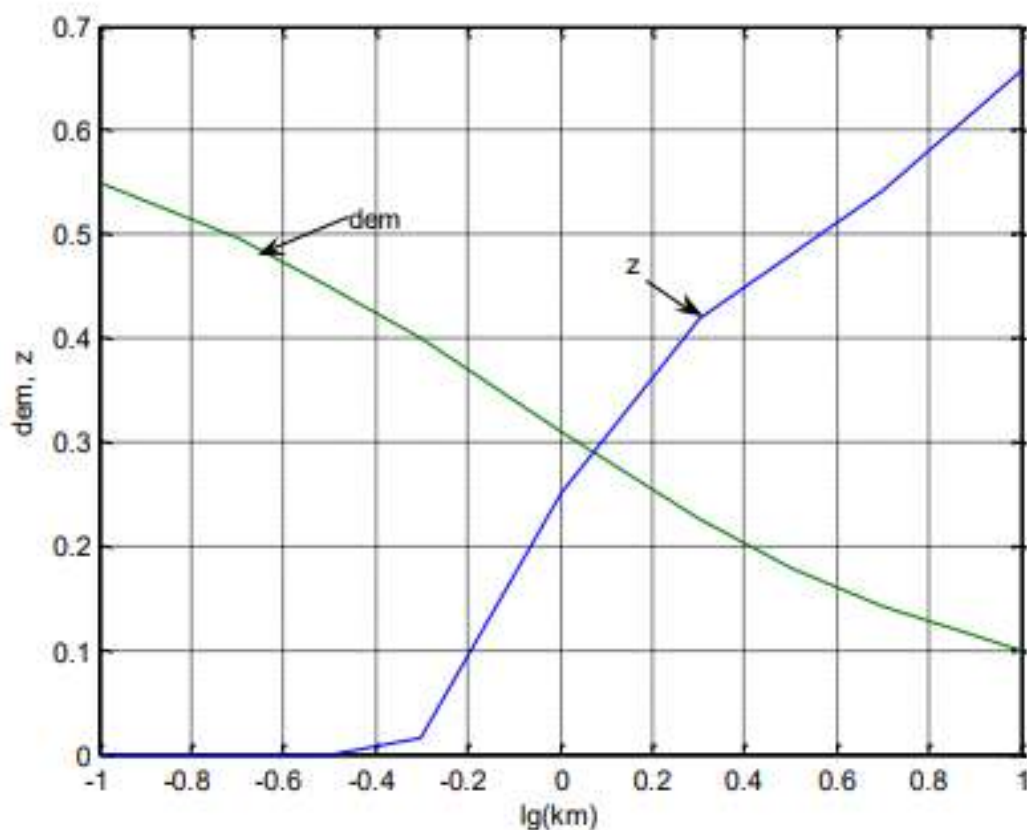


Рис.5. Максимальні відхилення рульового органу $\delta_{em} = \delta_{em}$, відносні перерегулювання з відхилення об'єкта в перехідних процесах при ненульових початкових умовах, функції коефіцієнта $k_m = km$.

Абсолютні показники процесів, які визначаються відносними характеристиками, це відносна тривалість перехідного процесу до 50%-ного згасання початкових умов ($T1$), відносна тривалість перехідного процесу до першого входу в 5%-ву "трубку" ($T2$) і відносна тривалість всього перехідного процесу (Tf). Зі зниженням ефективності активного демпфування, характеристики перехідних функцій наближаються до характеристик вільних коливань об'єкта управління. Це призводить до затягування початкових етапів перехідних функцій системи демпфування, але за рахунок невеликих перерегулювань керовані перехідні функції завершуються раніше, ніж вільні коливання.

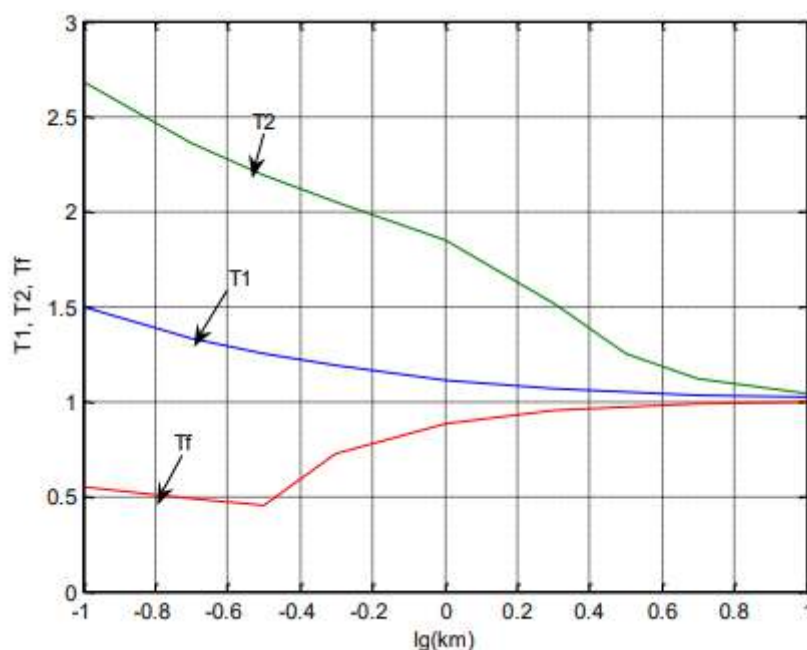


Рис.6. Деякі відносні часові характеристики перехідних функцій по регульованій координаті в системі демпфування коливань, побудованої з неповною спостерігальністю, функції коефіцієнта $k_m = km$.

Збільшення коефіцієнта k_d , який обмежує похідні від відхилень кінців консолі від стабільного стану, при наявності достатньої енергетики призводить до зменшення коливності перехідних процесів у системі. В граничному випадку це може призвести до повного усунення коливань на графіках першої гармоніки та сумарному, а також отримання монотонних процесів. При цьому керованість якості перехідних процесів залишається змінною при зміні коефіцієнта k_m .

Ілюструємо ці ідеї через результати оптимізації та математичного моделювання системи демпфування коливань напівкрила за умов $k_d=10$ та різних значень k_m (0,5; 1; 2). У таблиці 4 наведено параметри управління для кожного випадку, а на графіках (рис. 7, 8 та 19) представлені перехідні функції для різних варіантів системи демпфування. З таблиці та графіків можна зрозуміти, що усе це призводить до збільшення тривалості перехідного процесу та сповільнення відновлення нейтрального положення.

Передавальні характеристики регулятора в системі демпфування коливань напівкрила, при неповній керованості та спостерігальності, залежать від варіювання коефіцієнта k_m . Обмеження витрати потужності в системі управління діє при рівні необхідного демпфування коливань $k_d=10$.

k_m	$(k_1 k_2 k_3 k_4 k_5 k_6)$
0,5	(1.8291 -34.1325 1.8291 -34.1325 0.9927 43.9953)
1	(1.0802 -26.0898 1.0802 -26.0898 0.9859 32.8358)
2	(0.6024 -19.0275 0.6024 -19.0275 0.9802 23.5953)

Табл.4

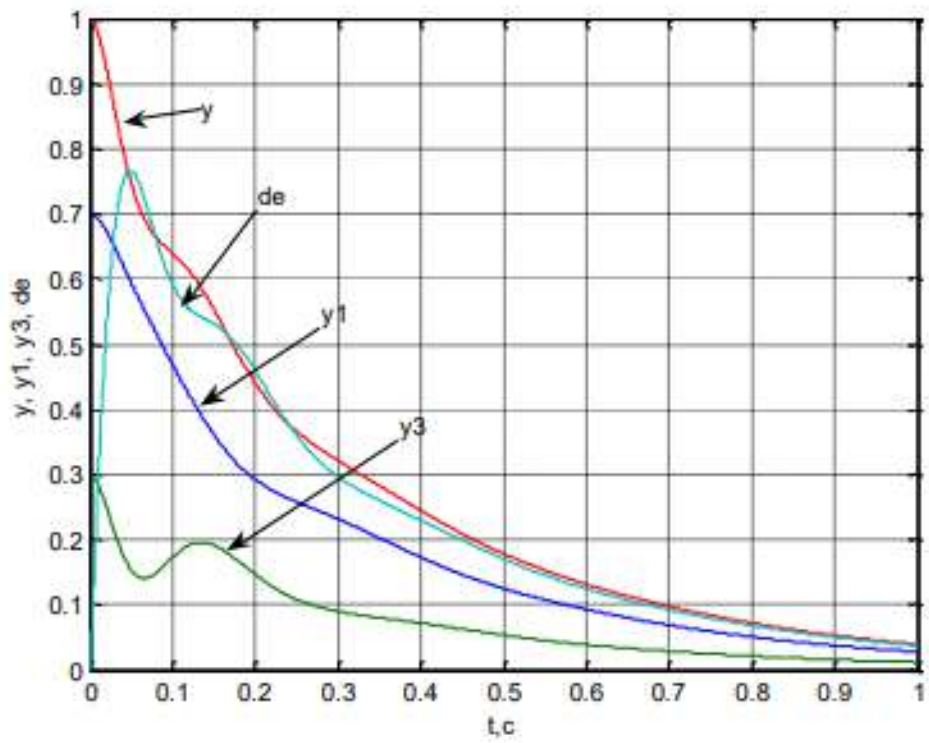


Рис.7. Перехідні в системі демпфування коливань напівкрила, синтезованої при $k_d=10$, $k_m=0,5$.

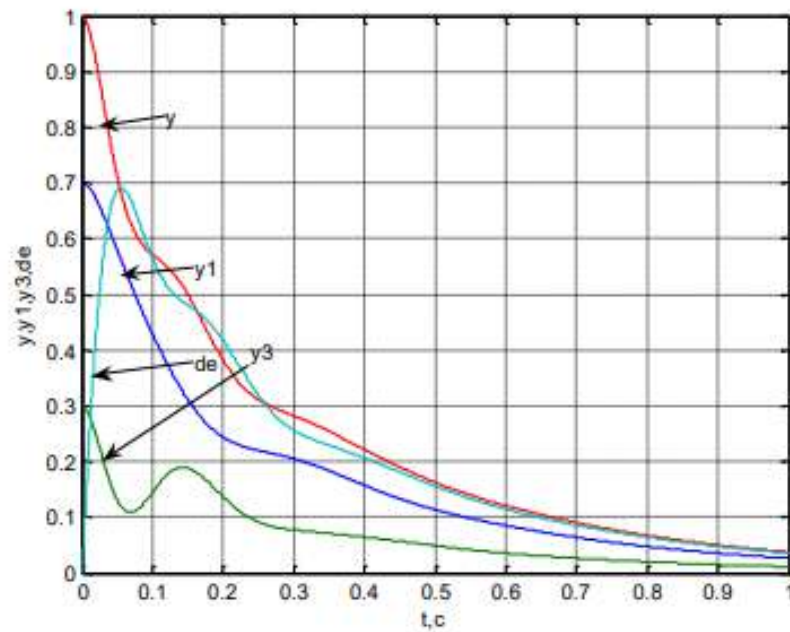


Рис.8. Перехідні в системі демпфування коливань напівкрила, синтезованої при $k_d=10$, $k_m=1$.

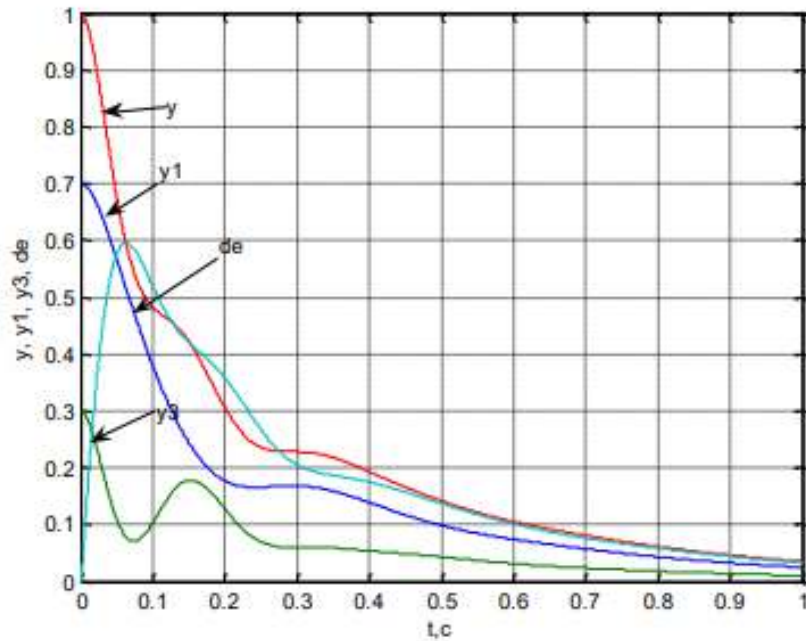


Рис.9. Перехідні в системі демпфування коливань напівкрила, синтезованої при $k_d=10$, $k_m=2$.

Алгоритм адаптивного керування об'єктом (АКОР) зберігає параметричну інваріантність показників якості системи управління, враховуючи зміни параметрів об'єкта. У даному випадку, при умовах $k_d=1$ та $k_m=1$, застосування АКОР розглядає несприятливі зміни в динаміці об'єкта, такі як збільшення відносної початкової ваги третього тону коливань з 30% до 40% та збільшення частот тонів на 10%. На діаграмі на рис. 10 відображені характеристики перехідних процесів у системі демпфування коливань для даного випадку. За основними властивостями ці процеси трохи відрізняються від тих, які були представлені на рисунку 1, що був взятий за базовий варіант.

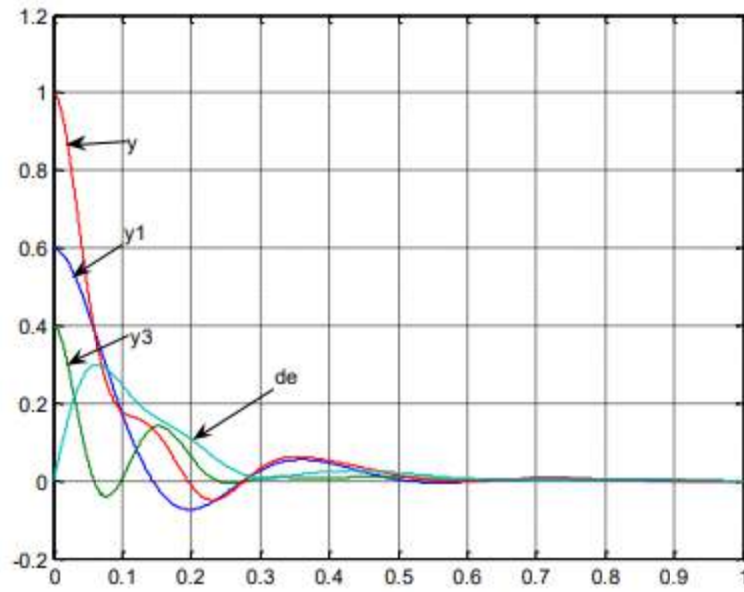


Рис.11.Перехідні процеси в системі демпфування коливань напівкрила з варіювати параметрами, синтезованої при $k_d=1$, $k_m=1$.

РОЗДІЛ 10

ОХОРОНА ПРАЦІ

10.1. Вступ

Дипломна робота складається з розробки системи управління керуванням важким літаком з урахуванням впливу пружних деформацій крила. У цьому розділі розглядаються та аналізуються умови праці особи, яка виконує дипломну роботу, в промисловому приміщенні. Оскільки основою дипломної роботи є розробка системи керування важким літаком, то в якості виконавця дипломної роботи виступає інженер-дослідник.

Робота з електронно-обчислювальною машиною відкрита для працівників, які не мають медичних протипоказань, пройшли періодичний медичний огляд, інструктаж і навчання правилам техніки безпеки і виробничої санітарії.

Основне місце роботи інженера-програміста - це комп'ютерна лабораторія науково-дослідного інституту.

У цьому розділі використовуються основні терміни з охорони праці, які визначені в ДСТУ 2293-99 "Охорона праці. Терміни та визначення основних понять".

10.2. Аналіз умов праці на робочому місці суб'єкта інженера-дослідника

10.2.1 Організація робочого місця

Для науково-дослідної лабораторії вибрано приміщення з такими геометричними характеристиками: ширина – 4 м, довжина – 6,25 м, площа – 25м², висота стелі – 3,2 м. Будівля та приміщення споруджені відповідно до вимог Державних санітарних норм і правил (ДСанПін) 3.3.2-007-98 "Гігієнічні вимоги до організації роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин". Приміщення науково-дослідної лабораторії оснащено п'ятьма робочими місцями для інженерів-дослідників. Площа робочого простору для кожного інженера-дослідника чи

оператора рахується на одного працівника і складає $25/4=6,25$ м²/чол, тоді об'єм становить: $6,25 \cdot 3,2=20$ м³/чол, що відповідає нормі 20 м³/чол. План науково-дослідної лабораторії зображений на рисунку 5.1, де 1 – світильник, 2 – стілець, 3 – стіл, 4 – персональний комп'ютер (ПК), 5 – телефон - факс, 6 – вогнегасник, 7 – багатофункціональний пристрій (БФП), 8 – протипожежні датчики, 9 – шафа.

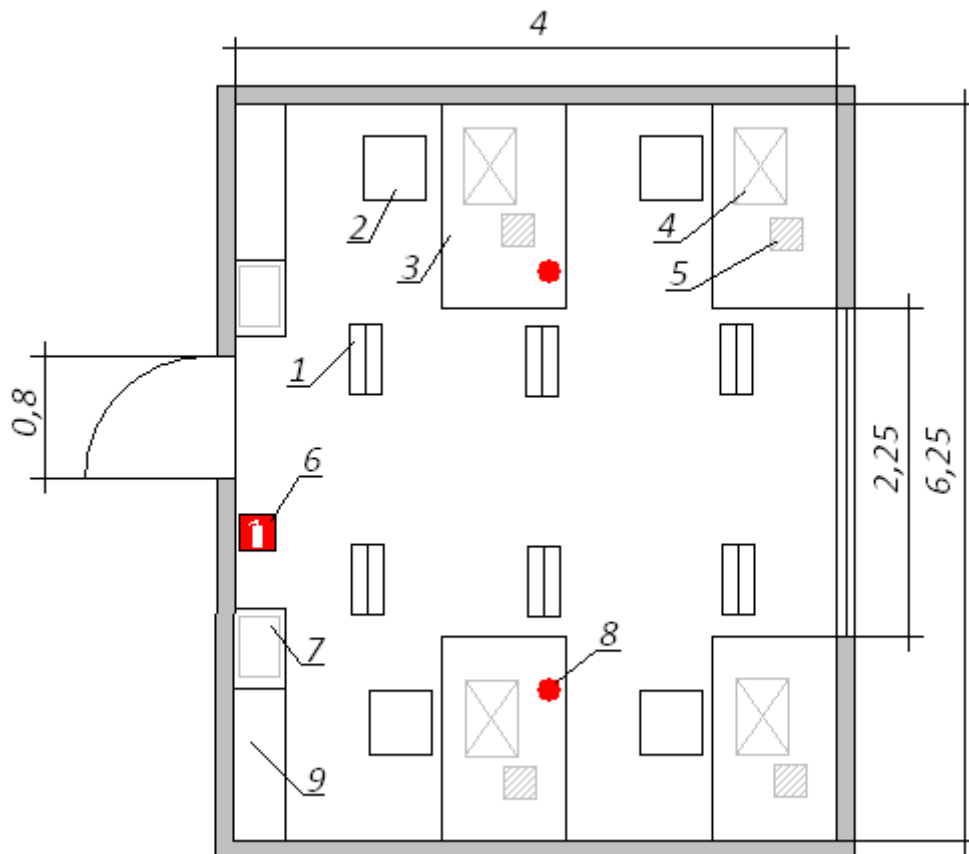


Рис. 10.1 – План конструкторської лабораторії

Основний виробничий процес полягає у вивченні впливу пружних деформацій на характеристики важкого літака.

У комп'ютерній лабораторії розміщено чотири робочі місця, кожне з яких обладнане персональним комп'ютером із рідкокристалічним дисплеєм, та підключено до локальної мережі. На кожному робочому місці також є телефон-факс, а на столі встановлено два багатофункціональні пристрої (БФП). Освітлення забезпечується шістьма світильниками, кожен з яких містить дві люмінесцентні лампи типу ЛБ-40-1. Приміщення не має

спеціальної вентиляції та звукоізоляції. Під науково-дослідною лабораторією розташована кімната з підвищеним тепловиділенням. Усе обладнання, розташоване в комп'ютерній лабораторії, підключене до джерела живлення з напругою 220 В.

10.2.2 Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Праця інженера-програміста пов'язана з істотним зоровим навантаженням, яке вимагає забезпечення належного рівня освітлення. У даному приміщенні природного освітлення достатньо, але рівень штучного освітлення виявляється низьким. Інженер-дослідник взаємодіє з ЕОМ та іншим офісним обладнанням, що призводить до підвищеного рівня шуму, який становить джерело небезпеки ураження електричним струмом. Звукоутворення обумовлене роботою кулерів у системних блоках та світловим обладнанням.

Трудова діяльність інженера-дослідника пов'язана з постійним перебуванням в приміщенні, тому для створення комфортних умов праці необхідно забезпечити належний мікроклімат в науково-дослідній лабораторії. На жаль, відсутність кондиціонера та нестабільна система опалення роблять це завдання важким.

Відповідно до Міжнародного стандарту ГОСТ 12.0.003-74 (1999) ССБТ "Опасные и вредные производственные факторы. Классификация" та ГН 3.3.5-8-6.6.1-2002 "Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу", можна визначити наступні негативні фактори виробничого середовища, які впливають на працівників даної лабораторії:

1. Недостатній рівень штучного освітлення;
2. Мікроклімат робочої зони: температура, відносна вологості, швидкість руху повітря;
3. Підвищений рівень шуму на робочому місці;
4. Небезпечна напруга в електричному ланцюзі;

5. Підвищений рівень вібрації.

10.2.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників

1.1 Недостатній рівень штучного освітлення.

Основним регулюючим документом, що встановлює норми освітленості, є ДБН В.2.5-28-2006 "Природне і штучне освітлення". У науково-дослідній лабораторії розміщені шість світильників, кожен з яких оснащений двома люмінесцентними лампами типу ЛБ40-1. Електрична мережа з напругою 220 В виступає в ролі джерела живлення для цих світильників.

Фактичний рівень освітленості у даному робочому приміщенні складає всього $E=220$ Лк. Проте, оскільки інженер-дослідник виконує роботу високої точності і його трудова діяльність віднесена до розряду III в, рекомендоване значення освітленості для його робочого приміщення повинно знаходитися в межах $300-500$ Лк. Згідно з ДБН В.2.5-28-2006, восьмих розрядів зорової роботи, шість із яких характеризуються розмірами об'єкта розпізнавання, приділяється увага. Максимальне нормоване значення освітленості становить 5000 Лк (розряд Ia), тоді як мінімальне — 30 Лк (розряд УШВ).

Отже, необхідно прийняти заходи для підвищення рівня освітленості в приміщенні.

Освітлення на робочому місці програміста повинно відповідати встановленим нормам і забезпечувати необхідний рівень видимості та комфорту для виконання завдань. Тобто організоване таким чином, щоб працівник міг виконувати свою роботу без напруги зору. Розрахунок рівня освітленості на робочому місці охоплює вибір освітлювальної системи, визначення необхідної кількості світильників, їх типу та розміщення.

Згідно з вибраним класом зорових робіт припустиме значення освітленості робочої поверхні встановлюється на рівні $E = 400$ лк. Для поліпшення освітлення в науково-дослідній лабораторії планується використовувати світлодіодні лампи, зокрема LITWELL LED-T8S-120, які мають світловий потік $\Phi_l=1500$ лм.

1.2 Розрахунок природного та штучного освітлення виробничого приміщення

Для проведення розрахунку освітлення користуємося методом визначення світлового потоку. Для визначення кількості світильників визначимо світловий потік, що падає на поверхню, за допомогою формули 5.1.:

$$F = \frac{EkSZ}{\eta} \quad (10.1)$$

де F - світловий потік, $Лм$;

E - нормована оптимальна освітленість, $Лк$, $E=400 Лк$;

S - площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку $S = 25 м^2$);

Z - коефіцієнт мінімальної освітленості є характеристикою нерівномірності розподілу освітлення. Він визначається в умовах найбільш вигідного розташування світильників, при якому світловий потік оптимально використовується для освітлення робочої зони, ($Z = 1.1$);

k - коефіцієнт запасу враховує втрату світлового потоку лампи внаслідок забруднення світильників під час їх використання (його значення визначається за таблицею коефіцієнтів запасу для різних приміщень, і в даному випадку $k = 1.2$);

η - коефіцієнт використання світлового потоку від світильника вказує на ту частину світлового потоку лампи, яка досягає освітленої поверхні. Це включає в себе вплив відбиття світлового потоку від стін, стелі і робочої поверхні.

Для визначення коефіцієнта η необхідно провести розрахунок індексу приміщення i за формулою 5.2:

$$i = \frac{S}{h \cdot (A+B)} \quad (10.2)$$

де S - площа приміщення, $S = 25 м^2$;

h - висота підвісу світильників над робочою поверхнею, $м$;

A - ширина приміщення, $A = 4$ м;

B - довжина приміщення, $B = 6,25$ м.

Висота підвісу знаходить за формулою 5.3:

$$h = H - h_{ce} - h_p \quad (10.3)$$

де H – геометрична висота КЛ, $H=3$ м;

h_{ce} – висота підвісу світильника, $h_{ce} = 0,3$ м;

h_p - висота робочої поверхні, $h_p = 0,9$ м.

$$h = 3,2 - 0,3 - 0,9 = 2$$

Підставивши числові дані у формулу 5.2, отримаємо результат:

$$i = \frac{25}{2,9(4 + 6,25)} = 0,84$$

Враховуючи параметри приміщення та коефіцієнти світлового потоку від підлоги (10% або 0,1), від стін (30% або 0,3) та від стелі (50% або 0,5), ми визначаємо для світлодіодної лампи LITWELL LED-T8S-120 значення коефіцієнта використання світлового потоку $\eta = 0,51$;

Підставимо усі числові дані у формулу 5.1 для розрахунку світлового потоку:

$$F = \frac{400 \cdot 1.2 \cdot 25 \cdot 1.1}{0.51} = 25882 \text{ Лм}$$

Виконаємо розрахунок потрібної кількості ламп згідно з формулою 10.4:

$$N = \frac{F}{F_l}$$

де N - визначається число ламп;

F - світловий потік, $F = 25882$ Лм;

F_l - світловий потік лампи, $F_l = 1500$ Лм.

$$N = \frac{25882}{1500} = 18 \text{ шт.}$$

Отже, для забезпечення освітлення будемо використовувати 6 світильників, і кожен з них оснащений 3 лампами. Світильники розташовані у два ряди, по три в кожному ряду.

Згідно зі стандартом ДБН В.2.5-28-2006 "Природне і штучне освітлення", це приміщення не потребує аварійного освітлення.

2. Мікrokлімат робочої зони: температура, відносна вологості, швидкість руху повітря.

Відповідно до ГН 3.3.5-8-6.6.1 2002 "Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу", праця інженера-програміста за своєю важкістю відноситься до легкої фізичної роботи в категорії Ia.

Основним нормативним документом, який встановлює вимоги до параметрів мікrokлімату в робочій зоні, є ДСН 3.3.6.042-99 "Санітарні норми мікrokлімату виробничих приміщень".

Комп'ютери та офісна техніка генерують значну кількість тепловиділень, що може викликати підвищення температури та зменшення відносної вологості в приміщенні. В приміщеннях, обладнаних комп'ютерами, слід дотримуватися певних параметрів мікrokлімату. Відповідно до санітарних норм, встановлені значення параметрів мікrokлімату, які створюють комфортні умови (див. Таблицю 10.1). Оптимальні та допустимі значення параметрів мікrokлімату для приміщень, згідно з ДСН 3.3.6.042-99 "Санітарні норми мікrokлімату виробничих приміщень", порівняно з фактичними параметрами, наведені в Таблиці 10.1

Таблиця 10.1

Період року	Параметр мікроклімату	Значення		
		Оптимальне	Допустиме	Фактичне
Холодний	Температура повітря в приміщенні	22-24°C	21-25°C	27-28°C
	Відносна вологість	60 - 40%	75%	35%
	Швидкість руху повітря	0,1м/с	до 0,1м/с	>0,1м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	23 - 25°C	28-22°C	30-32°C
	Відносна вологість	60 - 40%	55% при t=28°C	45%
	Швидкість руху повітря	0,1 м/с	0,2-0,1м/с	0,1м/с

Фактична температура повітря у приміщенні в холодний період становить 26°C, а в теплий - 29°C, що виходить за межі допустимого діапазону значень. У теплий період року в приміщенні спостерігається підвищена температура, тому для її нормалізації необхідно встановити кондиціонер.

Для забезпечення оптимальних умов використовуються як організаційні методи, такі як раціональна організація робіт, що враховує сезон і час доби, встановлення графіків праці та відпочинку, так і технічні засоби, такі як вентиляція, кондиціонування повітря і системи опалення.

3.Підвищений рівень шуму на робочому місці.

Підвищений рівень акустичного тиску в комп'ютерній лабораторії є результатом функціонування чотирьох персональних комп'ютерів, чотирьох телефон-факсів, двох багатофункціональних пристроїв, а також виробленого гудіння люмінесцентних ламп. Окрім того, вікна лабораторії виходять на автомобільну дорогу з інтенсивним рухом, що також стає джерелом шуму, враховуючи недостатню шумоізоляцію вікон та його вплив на інженера-

програміста. Допустиме значення рівня шуму визначено на рівні -65 дБ, а фактичне значення становить 70 дБ. Техніки вимірювання шуму, а також припустимі рівні акустичного тиску в октавних смугах частот та еквівалентні рівні звуку на робочому місці фіксуються відповідно до з ДСН 3.3.6.037-99 "Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку" і представлені для інженера-програміста у Таблиці 10.2.

Таблиця 10.2

Рівні звукового тиску (дБ) в октавних смугах з серединами геометричними частотами, Гц									Рівень звуку, дБА
31,5	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000	
86	71	61	54	49	45	42	40	38	105

Шум негативно впливає на умови праці, викликаючи шкідливі наслідки для організму людини. Люди, які працюють в умовах тривалого впливу шуму, можуть відчувати різні негативні ефекти, такі як дратівливість, головні болі, запаморочення, погіршення пам'яті, підвищена стомленість, втрата апетиту, болі в вухах та інші симптоми. Такі порушення можуть впливати на роботу різних органів і систем організму, викликаючи негативні зміни в емоційному стані людини, іноді доходять до стресових ситуацій.

Під впливом шуму спостерігається зниження концентрації уваги, порушення фізіологічних функцій, виникає стомленість через підвищені енергетичні витрати та нервово-психічну напругу, а також порушується мовна комунікація. Все це призводить до зменшення працездатності, підвищує ризик нещасних випадків та впливає на якість та безпеку праці. Тривала експозиція інтенсивному шуму (вище 80 дБ) може призвести до часткової або повної втрати слуху у людини..

Для зменшення рівня шуму необхідно впровадження додаткових заходів з звукоізоляції. У конструкціях перекриттів для зменшення передачі структурного (ударного) звуку використовують різноманітні звукоізолюючі

матеріали. До них входять мати та плити з скляного та мінерального волокна, м'які плити з дерев'яних стружок, картон, гума, утеплений лінолеум. Також ефективним заходом є заміна вікон на спеціально розроблені звукоізолюючі конструкції.

10.2. Пожежна безпека виробничого приміщення

Пожежна безпека гарантована відповідно до НАПБ А.01.001-2004 "Правила пожежної безпеки в Україні", які є обов'язковими для всіх підприємств, незалежно від їхньої форми власності.

Ці правила встановлюють загальні вимоги з пожежної безпеки. Враховуючи відсутність джерел вибухової небезпеки, у робочому приміщенні комп'ютерної лабораторії, згідно з класифікацією пожежонебезпечності, віднесено до категорії Д.

Забезпечення безпеки від пожеж у лабораторії здійснюється за допомогою використання заходів пожежної профілактики та активного протипожежного захисту. Цей комплекс мір спрямований на попередження виникнення пожеж або зменшення їх наслідків. Науково-дослідницька лабораторія може бути піддана ризику виникнення пожежі через такі причини, як:

1. Перевантаження електропроводки.
2. Неякісне виконання з'єднань електропроводки.
3. Перевантаження різноманітних електричних пристроїв.
4. Коротке замикання.
5. Контакт горючих речовин з нагрівальними пристроями.

Джерела електроенергії, такі як розподільчі пристрої та трансформатори, розташовані в приміщеннях, які ізолювані від інших.

Електричну мережу для освітлення виконано відповідно до вимог Правил устрою електроустановок для пожежонебезпечних зон (ПЕУ).

Проведення кабелів через перекриття, стіни та фальш-підлогу виконано у сталевих трубах, які заповнені негорючим наповнювачем. Аварійні мережі для освітлення, дистанційного та автоматичного запуску протипожежних систем та сигналізації прокладено окремо від силових та інших електричних комунікацій. При спільному проведенні їхні маршрути відокремлені перегородками, виготовленими з негорючих матеріалів, таких як метал або гетинакс.

Ефективність використання вогнегасника визначається переважно правильним вибором його типу, залежно від класу пожежі, яку необхідно ліквідувати. Основні вимоги до обладнання об'єктів вогнегасниками регулюються Національними нормами з пожежної безпеки Б.03.001-2004 "Типові норми для обладнання вогнегасниками".

У приміщенні необхідно встановити вуглекислий вогнегасник **ВВК-2**. Для виявлення можливих пожеж використовується система пожежно-охоронної сигналізації, яка відповідає стандартам Державного стандарту України EN54-2:2003. Пожежні сповіщувачі служать для генерації командного сигналу, який ініціює автоматичний запуск системи автоматичного гасіння пожежі. Замість традиційних точкових пристроїв для виявлення пожежі пропонується встановити датчики Honeywell Notifier SFAPT-453(A) (Acclimate Plus™ Multi-Sensor Low-Profile Smoke Intelligent Detector). Цей датчик використовує аналізатор диму та поєднує в собі фотоелектричні та температурні сенсори з вбудованим заходом для підвищення стійкості до помилкового спрацювання.

Евакуація проводиться відповідно до вимог, визначених у НАПБ А.01.003-2009 "Правила улаштування та експлуатації систем оповіщення про пожежу та управління евакуацією людей в будівлях та спорудах". У комплексі виробничих приміщень передбачено наявність двох евакуаційних виходів. Двері, розташовані на шляхах евакуації, мають відкриватися в напрямку, протилежному виходу з будівлі, і мати ширину 0,8 метра. Всі

шляхи евакуації зображені на схемі у розділі 7.2. Довжина основного шляху евакуації становить 9 метрів, а запасного – 19 метрів..

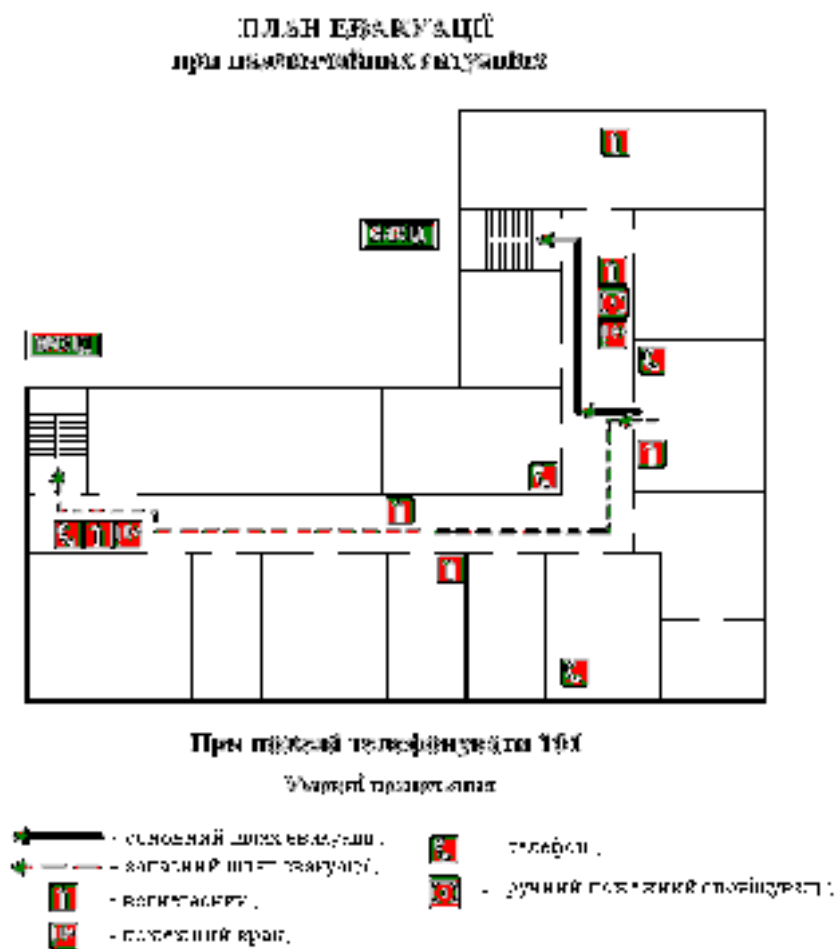


Рис. 10.2 – План евакуації

Висновок

Запропоновані світлодіодні світильники характеризуються терміном служби у 50 тисяч годин, що в 2,5 рази перевищує аналогічний параметр у люмінесцентних ламп. Кожна світлодіодна лампа також відрізняється від люмінесцентної меншою потужністю на 16 Вт, що призводить до загального зменшення енергоспоживання на 290 Вт і робить їх значно більш економічними. Ці світлодіодні лампи створюють оптимальні умови для візуальної роботи інженера програміста, а низька температура нагрівання сприяє підвищенню рівня пожежної безпеки. Додатково в лабораторії буде встановлено кондиціонер для поліпшення мікроклімату.

РОЗДІЛ 11

Охорона навколишнього середовища

11.1. Типи гідравлічних рідин, що застосовуються у літаках

Гідравлічні системи грають ключову роль у функціонуванні літаків, забезпечуючи виконання різноманітних механічних операцій, таких як відкривання шасі, обертання поворотних частин двигуна та управління повітряними поверхнями. Для ефективної роботи гідравлічних систем застосовують гідравлічні рідини, які відіграють важливу роль у забезпеченні передачі тиску та функціональності цих систем. Існує кілька основних типів гідравлічних рідин, які використовуються у літаках.

1. Маслоподібні гідравлічні рідини:

- *Основа:* Маслоподібні гідравлічні рідини виготовляються на основі мінеральних або синтетичних масел. Синтетичні масла можуть включати поліальфаолефіни, ефіри гліколю та інші високотехнологічні компоненти.
- *Властивості:* Ці рідини мають високий індекс в'язкості та добру термічну стійкість, що важливо для роботи при високих температурах та під великим тиском.
- *Застосування:* Вони застосовуються в тих випадках, коли необхідна велика ефективність при екстремальних умовах.

2. Водно-глікольні гідравлічні рідини:

- *Основа:* Ці рідини складаються з суміші води та гліколю, такого як етиленгліколь.
- *Властивості:* Водно-глікольні рідини є менш токсичними та пожежонебезпечними порівняно з маслоподібними рідинами. Вони також володіють доброю стійкістю до низьких температур.
- *Застосування:* Ці рідини часто використовуються там, де важлива низька токсичність та безпека.

3. Силіконові гідравлічні рідини:

- *Основа:* Вони містять полідиметилсилоксан, який є силіконовим полімером.
- *Властивості:* Силіконові рідини мають високу термічну та хімічну стійкість. Вони менше вразливі до впливу високих температур та окислення.
- *Застосування:* Знаходять використання в умовах високих температур, таких як поблизу гарячих деталей літака.

Обираючи тип гідравлічної рідини, конструктори та інженери літаків враховують вимоги до температурного режиму, токсичності, стійкості до окислення та інших факторів, щоб забезпечити оптимальну ефективність та безпеку функціонування гідравлічних систем.

11.2.Токсичність компонентів гідравлічних рідин: Аналіз та Перспективи

Гідравлічні рідини, які використовуються в різних транспортних та промислових системах, включаючи авіаційні, можуть містити різні компоненти, які визначають їх токсичність. Розглянемо це питання з деталізованою перспективою.

1. Склад компонентів:

- *Ароматичні та аліфатичні сполуки:* Деякі гідравлічні рідини містять ароматичні сполуки, такі як толуол або ксілен, або аліфатичні розчинники. Ці речовини можуть мати токсичний вплив при контакті з шкірою чи диханні парів.

2. Механізми токсичності:

- *Шляхи потрапляння:* Токсичні компоненти можуть потрапляти в організм через контакт з шкірою, вдихання парів або через усередину при випадковому ковзанні.
- *Біологічний вплив:* Деякі компоненти можуть викликати подразнення шкіри, очей, або навіть викликати системну реакцію організму, яка може бути токсичною для внутрішніх органів.

3. Токсичність різних класів гідравлічних рідин:

- *Маслоподібні рідини:* Деякі маслоподібні рідини можуть містити ароматичні сполуки, такі як бензол, які відомі своєю токсичністю та канцерогенністю.
- *Водно-глікольні рідини:* Ці рідини, загалом, менш токсичні, але можуть викликати алергічні реакції та подразнення при контакті.

4. Мінімізація токсичного впливу:

- *Заміна токсичних компонентів:* Розробка та впровадження гідравлічних рідин з менш токсичними компонентами або їх повне відсутність.
- *Захист робочого персоналу:* Використання захисного обладнання, такого як рукавиці та захисні окуляри, для зменшення можливості контакту з токсичними речовинами.
- *Системи очищення та рециркуляції:* Впровадження систем очищення гідравлічних рідин, які можуть зменшити вміст токсичних компонентів та відновлювати якість рідини.

Враховуючи вищезазначені аспекти, важливо постійно вдосконалювати технології та розробляти нові рішення, спрямовані на мінімізацію токсичного впливу гідравлічних рідин на здоров'я людини та довкілля.

11.3. Вплив компонентів гідравлічних рідин на людину і довкілля: Аналіз та Наслідки

Гідравлічні рідини в літаках та інших транспортних системах мають потенційний вплив на здоров'я людини та навколишнє середовище через їхні складові компоненти. Давайте детальніше розглянемо це питання.

1. Токсичність та Здоров'я:

- *Дія на шкіру та дихальні шляхи:* Деякі компоненти гідравлічних рідин можуть викликати подразнення шкіри та слизових оболонок, що може призвести до алергічних реакцій, дерматиту або респіраторних проблем.

- *Вплив на здоров'я людини:* Довготривала експозиція до токсичних компонентів може викликати хронічні захворювання, такі як проблеми з диханням, головний біль, або інші негативні впливи на здоров'я.

2. Вплив на Довкілля:

- *Викиди в атмосферу:* Під час витоків чи аварій може відбутися викид гідравлічних рідин у повітря, що може призвести до забруднення повітря токсичними речовинами.
- *Забруднення ґрунту:* Витоки гідравлічних рідин можуть потрапити в ґрунт та вплинути на його якість, що може призвести до забруднення навколишнього середовища токсичними компонентами.
- *Загроза водоймам:* Якщо гідравлічні рідини потрапляють у водні системи, це може призвести до отруєння води та негативно позначитися на водній фауні та флорі.

3. Небезпеки та Аварійні Ситуації:

- *Пожежа:* Токсичні компоненти гідравлічних рідин можуть бути пожежонебезпечними, і в разі аварії виникнення пожежі може призвести до небезпеки для екіпажу, пасажирів та довкілля.
- *Ризик для технічного персоналу:* Люди, які працюють з обслуговування та ремонту гідравлічних систем, можуть бути викладені токсичним компонентам при невірному взаємодії з рідиною.

4. Методи Мінімізації Впливу:

- *Ефективний збір та обробка:* Розробка та впровадження систем для ефективного збору та обробки витоків гідравлічних рідин.
- *Вдосконалення технологій:* Розвиток технологій та використання менш токсичних компонентів для гідравлічних рідин.
- *Строгі стандарти та нормативи:* Введення строгих стандартів та нормативів для контролю за токсичністю гідравлічних рідин та їхнього використання.

Всі ці аспекти взаємодіють між собою, створюючи потребу в інтегрованому підході до управління впливом компонентів гідравлічних рідин на здоров'я

людини та довкілля, спрямованому на забезпечення безпеки та сталого розвитку.

11.4.Методи мінімізації впливу гідравлічних рідин на довкілля: Збір, Тимчасове Зберігання, Утилізація

Гідравлічні рідини можуть мати негативний вплив на здоров'я людини та навколишнє середовище. Для мінімізації цього впливу важливо розглядати та впроваджувати ефективні методи управління відходами. Давайте розглянемо деталізовано методи мінімізації впливу гідравлічних рідин.

1. Збір:

- *Організоване видалення:* Систематичний та організований збір використаних гідравлічних рідин забезпечує їх ефективну утилізацію та запобігає неправильному виливанню.
- *Вдосконалення системи контролю:* Використання сучасних технологій для моніторингу стану гідравлічних систем, що дозволяє вчасно виявляти витіки та проблеми.

2. Тимчасове Зберігання:

- *Стійкі резервуари:* Використання спеціально розроблених та стійких резервуарів для тимчасового зберігання використаних гідравлічних рідин, що мінімізує ризик витіку в довкілля.
- *Періодична перевірка:* Регулярна перевірка стану тимчасових зберігальних систем та їхнє технічне обслуговування для попередження витоків та аварій.

3. Утилізація:

- *Переробка та очищення:* Використання спеціалізованих установок для переробки та очищення використаних гідравлічних рідин, які дозволяють відновити їхню якість та зменшити токсичність.
- *Використання вторинної сировини:* Процеси утилізації можуть включати використання вторинної сировини з використаних гідравлічних рідин, сприяючи екологічній ефективності.

4. Досягнення Стандартів та Регуляцій:

- *Дотримання екологічних стандартів:* Забезпечення, що усі методи збору, тимчасового зберігання та утилізації відповідають екологічним стандартам та нормативам.
- *Системи відслідковування:* Впровадження систем відслідковування та звітності, що дозволяє контролювати та перевіряти процеси мінімізації впливу.

5. Розвиток та Використання Екологічно Дружніх Гідравлічних Рідин:

- *Дослідження нових формул:* Продовження наукових досліджень та розробка нових формул гідравлічних рідин з меншою токсичністю та впливом на довкілля.
- *Стимулювання використання:* Поширення інформації та стимулювання використання екологічно дружніх гідравлічних рідин у виробництві.

Для успішного впровадження цих методів важливо поглиблювати співпрацю між виробниками, науковцями, законодавцями та іншими зацікавленими сторонами з метою забезпечення сталого та екологічно чистого управління гідравлічними рідинами.

Висновки

1. В роботі був спочатку проведений аналіз впливу пружних деформацій на характеристики літака як об'єкта управління, де ми проаналізували статичні пружні деформації, такі як деформація крила та фюзеляжу, явище дивергенції та реверс рульової поверхні, а також – динамічні пружні деформації: бафтинг оперення і флаттер крила. 2. Було розроблено математичну модель руху літака з урахуванням аеропружних коливань на основі методу форм, а також проведений аналіз впливу аерпружних коливань конструкції літака на динаміку контурів автоматичного управління і було отримано ЛАЧХ і ФЧХ для літака при заданих умовах. 3. Далі було розроблено структуру системи активного управління літака. 4. Для послаблення аероавтопружних коливань в ланцюгах ДУС використовувались смугові фільтри, що настроєні на частоту першого тону, а також фільтри для усунення впливу старших тонів пружних коливань. 5. Були проведені дослідження розроблених контурів штурвального управління. 6. Розроблені підходи до побудови контурів погашення аеропружних коливань, де більш ефективним способом виявилось створення спеціальних контурів зниження навантаження на крило і розроблена спрощена схема зниження навантажень на крило від впливу вітру.

Список літератури

1. Дослідження контурів автоматичного керування рухом повітряних суден *А.П. Козлов, М.К. Філяшкін*. -К.: НАУ, 2012.
2. *Синєглазов В.М., Філяшкін М.К.* Автоматизовані системи управління повітряних суден. – Изд-во К.: НАУ, 2003.
3. Інформаційні системи, механіка та керування *Збруцький О.В., Савін В.Г.* Нац. техн. ун-т України "Київ. політехн. ін-т". – Київ: Вид-во НТУУ "КПІ", 2008.
4. ВНС Нац. ун-ту «Львівська політехніка» з навчальної дисципліни «Електронні системи керування типовим літаком»
5. «Системи управління та автоматика» / *В.М.Синєглазов, М.К. Філяшкін*. - К. : НАУ, 2003.
6. «Обладнання повітряних суден» / уклад. *Є.П. Бортін [та ін.]*. - К. : Нац. авіац. ун-т, 2002..
7. Дослідження динаміки літака / *Антонюк В.С. Слюсар В.М.* Лабораторний практикум // Електронне видання. – К.,: НТУУ «КПІ», 2011