

МІНІСТЕРСТВО □ ОСВІТИ □ І □ НАУКИ □ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНОЇ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Мельник Ю. В.
« » 2022р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
«МАГІСТР»

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

Тема: «Робастний структурний синтез системи управління літальним апаратом»

Виконавець: студент групи СУ-214М Воронков Іван Янович

(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: доктор технічних наук, професор, Сущенко Ольга Андріївна

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: Дивнич Микола Полікарпович

Консультант з «Охорони праці» Козлітін Сергій Олександрович

Консультант з «Охорони

навколишнього середовища» Явнюк Адріан Адріанович

Київ 2022

Реферат

Обсяг роботи складає 94 сторінки, 27 ілюстрацій, 8 таблиць.

Об'єкт дослідження – система управління літальними апаратами.

Предмет дослідження – моделі, методи та засоби робастного структурного синтезу в управлінні повітряними суднами.

Методи дослідження – в роботі використовуються аналітичні й експериментальні методи досліджень, що базуються на принципах системного аналізу з використанням основних положень планування експериментів, математичної статистики, теорії управління та статистичних випробувань.

Метою роботи є аналіз інструментів робастного структурного синтезу для вдосконалення систем управління літальними апаратами.

Виходячи з мети, перед нами постають наступні завдання дослідження:

- розглянути теоретичні засади використання методу робастного синтезу в авіаційній сфері;
- дослідити математичні моделі управління повітряним судном;
- розробити робастні регулятори системи управління літаком;
- спланувати заходи з захисту навколишнього середовища від викидів повітряних суден;

перевірити відповідність умов праці нормативам з охорони праці та виробничої гігієни.

Зміст

ВСТУП	6
РОЗДІЛ 1. РОБАСТНИЙ СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ	8
1.1 Алгоритм робастного структурного синтезу методом змішаної чутливості	8
1.2. Класифікація методів робастного структурного синтезу	16
1.2.1. Класифікація робастних систем за кількістю ступенів	16
1.2.2. Класифікація методів синтезу за способом формування бажаних частотних характеристик системи	19
1.2.3. Класифікація методів синтезу за способом введення вагових передавальних функцій	21
1.3. Методи синтезу робастних регуляторів систем управління ЛА систем рухомих об'єктів	24
1.3.1. Методи синтезу регулятора з двома ступенями свободи із формуванням розширеного об'єкта управління за допомогою пре- та пост-компенсаторів	25
1.3.2. Метод синтезу регулятора з двома ступенями вільності із формуванням розширеного об'єкта управління за допомогою вагових передавальних функцій	26
РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ	28
2.1. Математичний опис системи управління польотом літака	33
2.2. Загальний математичний опис руху літака	40
РОЗДІЛ 3. ПРОЦЕДУРА РОБАСТНОГО СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА.....	46
3.1 Особливості поздовжнього руху	46
3.2 Види поздовжнього руху	49
3.3 Характеристика сингулярних величин	51
3.4 Синтез робастного регулятора системи управління короткоперіодичним рухом літака	53
3.5 Синтез робастного регулятора системи управління довгоперіодичного руху літака	60
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА	67
4.1. Дослідження і постановка проблем	67
4.2. Узагальнення шляхів вирішення проблеми забруднення атмосфери авіаційним транспортом	67
4.3. Методичні основи функціонування підсистеми «ГІС – забруднення атмосферного повітря»	70
4.4. Послідовність розрахунку викидів і концентрацій ЗР	72
4.5. Розрахунковий приклад	73
РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ	76

5.1. Аналіз умов праці на робочому місці інженера-дослідника у виробничому приміщенні	76
5.1.1. Організація робочого місця інженера-дослідника	76
5.1.2. Вид виробничого приміщення та основні його характеристики	77
5.1.3. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори, що можуть впливати на інженера-дослідника при проведенні дослідницької діяльності за допомогою ПК.....	78
5.2. Аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів, що впливають на інженера-дослідника	78
5.2.1. Аналіз освітленості лабораторії	78
5.2.2. Захист від враження електричним струмом.....	79
5.2.3. Захист від статичної електрики.....	79
5.2.4. Мікроклімат робочої зони інженера-дослідника.....	80
5.3. Розробка заходів охорони праці.....	81
5.4. Розрахунок штучного освітлення.....	82
5.5. Пожежна безпека	84
ВИСНОВКИ	86
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ	89
ДОДАТКИ	92

ВСТУП

Актуальність теми. Сучасні літальні апарати являють собою складні системи, які потребують значних зусиль для керування ними в складних умовах, тому впровадження систем стабілізації руху літака для автоматичного регулювання в припустимих межах має велике значення для безпеки польотів.

Завдання підвищення маневреності та керованості літальних апаратів є одним із найважливіших завдань конструкторів авіаційної техніки. Один із способів зробити це – створити системи управління та алгоритми, які дозволять максимально використовувати керованість літака. На думку експертів, розробка та впровадження нових бортових інформаційно-керуючих систем, і зокрема вдосконалених систем керування, на сьогоднішній день є одним із найважливіших напрямків розвитку конструкцій літаків.

При створенні систем керування сучасними літальними апаратами необхідно враховувати особливості нелінійної динаміки об'єкта керування, а також низку складних, багатокomпонентних вимог, що викладені в нормативних документах щодо показників якості руху літаків. Проте формалізовані методи включення таких вимог до синтезу регуляторів на даний момент недостатньо розроблені в теорії управління, тому на практиці проектування систем керування літальними апаратами здійснюється за допомогою процедур емпіричного пошуку, які є трудомісткими та не гарантують досягнення бажаного результату.

Метою роботи є аналіз інструментів робастного структурного синтезу для вдосконалення систем управління літальними апаратами.

Виходячи з мети, перед нами постають наступні завдання дослідження:

– розглянути теоретичні засади використання методу робастного синтезу в авіаційній сфері;

- дослідити математичні моделі управління повітряним судном;
- розробити робастні регулятори системи управління літаком;
- спланувати заходи з захисту навколишнього середовища від викидів повітряних суден;
- перевірити відповідність умов праці нормативам з охорони праці та виробничої гігієни.

Інформаційна база дослідження складається з наукової, технічної та оглядової літератури в галузі авіаційної техніки, механіки, експлуатації, безпеки життєдіяльності, а також матеріалів досліджень вітчизняних та закордонних науковців, статей в профільній періодиці, матеріалів мережі Інтернет.

Наукова новизна дослідження полягає у комплексному аналізі впливу методів робастного синтезу керування літального апарату.

Практичне значення дослідження полягає в подальшому використанні результатів дослідження для формування рекомендацій по ефективній експлуатації та обслуговуванню авіаційної техніки шляхом використання математичного інструментарію.

Структура роботи. Робота складається зі вступу, п'яти основних розділів з підрозділами, висновків, переліку використаних джерел та додатків.

РОЗДІЛ 1. РОБАСТНИЙ СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ

1.1 Алгоритм робастного структурного синтезу методом змішаної чутливості

Робастний структурний синтез можна проводити декількома різними методами. Одним з найпоширеніших методів є метод змішаної чутливості, сутність якого ми і дослідимо в даному підрозділі.

Розглянемо загальний вигляд формування цілей робастного синтезу систем управління на прикладі системи, структурну схему якої наведено на рис. 1.1

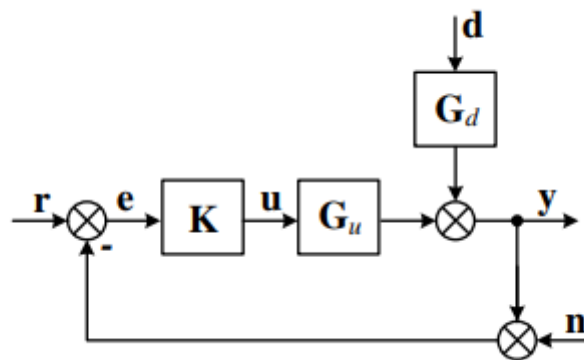


Рис. 1.1. Структурна схема системи управління [3]

Для даної системи рівняння вихідних сигналів а саме: вимірюваного сигналу y , сигналу управління u та сигналу похибки e можуть бути визначені на підставі передавальних функцій об'єкта управління G_u , збурення G_d та регулятора K і вхідних сигналів, тобто командного сигналу r , сигналузбурення d та сигналу похибки вимірювання n [5] (формула 1.1):

$$y = G_u K (I + G_u K)^{-1} r + (I + G_u K)^{-1} G_d d - G_u K (I + G_u K)^{-1} n ;$$

$$u = K (I + G_u K)^{-1} r - K (I + G_u K)^{-1} G_d d - K (I + G_u K)^{-1} n ;$$

(1.1)

$$e = (I + G_u K)^{-1} r - (I + G_u K)^{-1} d - (I + G_u K)^{-1} n .$$

Для оцінювання характеристик зазначеної системи ми можемо застосовувати матричні передавальні функції від командного сигналу \mathbf{r} до сигналів похибки \mathbf{e} , управління \mathbf{u} , вихідних вимірювань \mathbf{y} (формула 1.2):

$$\begin{aligned} \mathbf{S}(j\omega) &= \overset{\text{def}}{(\mathbf{I} + \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega))^{-1}}, \\ \mathbf{R}(j\omega) &= \overset{\text{def}}{\mathbf{K}(j\omega)(\mathbf{I} + \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega))^{-1}}, \\ \mathbf{T}(j\omega) &= \overset{\text{def}}{\mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega)(\mathbf{I} + \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega))^{-1}} \end{aligned} \quad (1.2)$$

Дана формула формул відображує різноманітні функції чутливості – функція чутливості за командним сигналом $\mathbf{S}(j\omega)$, функція комплементарної чутливості $\mathbf{T}(j\omega)$ та функція чутливості за управлінням $\mathbf{R}(j\omega)$. Функцією чутливості за командним сигналом називають матричну передавальну функцію $\mathbf{S}(j\omega)$ від командного сигналу \mathbf{r} до сигналу похибки \mathbf{e} . Функцією комплементарної чутливості називають матричну передавальну функцію $\mathbf{T}(j\omega)$ від командного сигналу управління \mathbf{r} до сигналу виходу \mathbf{y} . Із визначень $\mathbf{S}(j\omega)$ та $\mathbf{T}(j\omega)$ виходить, що $\mathbf{S}(j\omega) + \mathbf{T}(j\omega) = \mathbf{1}$. Функцією чутливості за управлінням називається матрична передавальна функція $\mathbf{R}(j\omega)$ командного сигналу \mathbf{r} до сигналу управління \mathbf{u} [7].

Одночасне використання всіх трьох функцій чутливості забезпечує досягнення компромісу між точністю, робастністю та витратами на управління.

З урахуванням передавальних функцій (1.2) вирази для сигналів системи управління (1.1) набувають вигляду

$$\begin{aligned} \mathbf{y} &= \mathbf{T}(j\omega)\mathbf{r} + \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{d} - \mathbf{T}(j\omega)\mathbf{n}; \\ \mathbf{u} &= \mathbf{R}(j\omega)\mathbf{r} - \mathbf{R}(j\omega)\mathbf{d} - \mathbf{R}(j\omega)\mathbf{n}; \\ \mathbf{e} &= \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{r} - \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{d} - \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{n}. \end{aligned} \quad (1.3)$$

Загальні цілі синтезу сучасних систем управління можуть бути досягнуті за рахунок мінімізації H_∞ -норм функцій чутливості за командним сигналом, управлінням та комплементарної чутливості [4]:

- $\min \| \mathbf{GK} (\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \|_\infty = \min \| \mathbf{T} \|_\infty$ – для придушення завад збурень;
- $\min \| (\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \|_\infty = \min \| \mathbf{S} \|_\infty$ – для придушення збурень;
- $\min \| (\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \|_\infty = \min \| \mathbf{S} \|_\infty$ – для забезпечення точності;
- $\min \| \mathbf{GK} (\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \|_\infty = \min \| \mathbf{T} \|_\infty$ – для забезпечення робастної стійкості за умови дії мультиплікативних збурень.
- $\min \| \mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \|_\infty = \min \| \mathbf{R} \|_\infty$ – для забезпечення робастної стійкості за умови дії адитивних збурень;
- $\min \| \mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \|_\infty = \min \| \mathbf{R} \|_\infty$ – для зменшення енерговитрат на управління.

Усі наведені вимоги є взаємно суперечливими і не можуть забезпечуватись одночасно, тому виникає потреба у пошуку рішення, яке балансує зазначені вимоги для збереження внутрішньої стійкості системи. Найбільш поширеним у процедурах H_∞ -синтезу є пошук оптимального регулятора на множині регуляторів, що забезпечують внутрішню стійкість системи. Такий підхід використовується у методі змішаної чутливості.

Для постановки проблеми H_∞ -синтезу у розгляд вводиться схема узагальненого контролю (general control configuration), яка представлена на рис. 1.2.

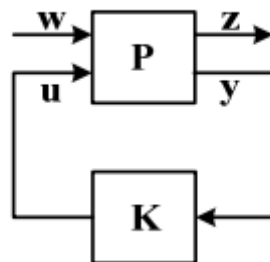


Рис. 1.2. Схема узагальненого контролю [5]

Представлена система складається з об'єкта управління та регулятора із матричними передавальними функціями $\mathbf{P}(s)$, $\mathbf{K}(s)$, які є дробово-раціональними і правильними. Об'єкт управління являє собою систему з двома входами \mathbf{w} , \mathbf{u} та виходами \mathbf{z} , \mathbf{y} . Вхідний вектор \mathbf{w} у загальному випадку складається зі збурень, завод вимірювань та командних сигналів. Вхідний вектор \mathbf{u} являє собою сигнали управління. Вихідний вектор \mathbf{z} визначає якість процесів управління, наприклад він може являти собою похибку відпрацювання командного сигналу, яка в ідеальному випадку дорівнює нулю. Вихідний вектор \mathbf{y} є вектор сигналів спостереження, які можуть використовуватись для організації зворотних зв'язків. Систему управління, що представлена на рис. 1.2, можна описати у просторі станів у такий спосіб [5]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_1\mathbf{w}(t) + \mathbf{B}_2\mathbf{u}(t); \\ \mathbf{z}(t) &= \mathbf{C}_1\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_{11}\mathbf{w}(t) + \mathbf{D}_{12}\mathbf{u}(t); \end{aligned} \quad (1.4)$$

)

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}_2\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_{21}\mathbf{w}(t) + \mathbf{D}_{22}\mathbf{u}(t);$$

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}\mathbf{y}(t).$$

Математична модель (1.4) може бути представлена у матричній формі:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}(t) \\ \mathbf{z}(t) \\ \mathbf{y}(t) \end{bmatrix} = \mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B}_1 & \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{C}_1 & \mathbf{D}_{11} & \mathbf{D}_{12} \\ \mathbf{C}_2 & \mathbf{D}_{21} & \mathbf{D}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \mathbf{z}(t) \\ \mathbf{y}(t) \end{bmatrix}$$

(1.5)

Якщо представити матричну передавальну функцію узагальненого об'єкта управління у вигляді

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{11} \\ P_{11} & P_{11} \end{bmatrix}$$

(1.6)

то можна записати [4]

$$\mathbf{z} = [\mathbf{P}_{11} + \mathbf{P}_{12}\mathbf{K}(\mathbf{I} - \mathbf{P}_{22}\mathbf{K})^{-1}\mathbf{P}_{21}]\mathbf{w},$$

(1.7)

де $\mathbf{T}_w^z = \mathbf{P}_{11} + \mathbf{P}_{12}\mathbf{K}(\mathbf{I} - \mathbf{P}_{22}\mathbf{K})^{-1}\mathbf{P}_{21}$ – передавальна функція замкнутої системи від входу \mathbf{w} до виходу \mathbf{z} .

Метою H_∞ -оптимізації є синтез такого регулятора $\mathbf{K}(s)$, який мінімізує норму $\|\mathbf{T}_w^z\|_\infty$ передавальної функції замкнутої системи \mathbf{T}_w^z , де

$$T_w^z = \begin{bmatrix} (I + GK)^{-1} \\ K(I + GK)^{-1} \\ GK(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S \\ R \\ T \end{bmatrix} - \text{функція методу змішаної чутливості}$$

Вибір оптимального регулятора здійснюється на множині усіх регуляторів, що роблять замкнуту систему з передавальною функцією \mathbf{T}_w^z внутрішньо стійкою, тобто на множині допустимих регуляторів H_∞ -норма характеризує верхню границю максимального сингулярного числа матричної передавальної функції замкнутої системи, яка фактично є комплементарною функцією чутливості. Щодо чисельного значення, то H_∞ -норма може розглядатись як максимальне значення амплітудної частотної характеристики передавальної функції замкнутої системи.

Зазвичай H_∞ -норма обчислюється на підставі представлення системи у просторі станів як найменше значення γ , для якого матриця Гамільтона \mathbf{H} не має власних чисел на уявних осях [7].

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{D}^T\mathbf{C} & \mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \\ -\mathbf{C}^T(\mathbf{I} + \mathbf{D}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{D}^T)\mathbf{C} & -(\mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{D}^T\mathbf{C}) \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

де $\mathbf{R} = \gamma^2\mathbf{I} - \mathbf{D}^T\mathbf{D}$. Пошук γ здійснюється ітеративним методом.

Використання H_∞ -норми у задачах робастного управління зумовлюється тим, що вона добре репрезентує неструктуровану невизначеність та має властивість мультиплікативності [52]:

$$\|A \cdot B\|_\infty \leq \|A\|_\infty \|B\|_\infty. \quad (1.9)$$

Розв'язання задачі робастного синтезу базується на рішеннях спеціальних рівнянь Ріккати, при цьому для опису у просторі станів мають виконуватись наступні умови:

- Пара матриць \mathbf{A} , \mathbf{B}_1 має бути стабілізованою, а пара матриць \mathbf{A} , \mathbf{C}_1 – детектованою.
- Пара матриць \mathbf{A} , \mathbf{B}_1 має бути стабілізованою, а пара матриць \mathbf{A} , \mathbf{C}_1 – детектованою
- $D_{12}^T [C_1 \ D_{12}] = [0 \ 1]$
- $\begin{bmatrix} B_1 \\ D_{21} \end{bmatrix} D_{21}^T = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$

Перші дві умови гарантують відсутність на уявній осі власних значень матриць Гамільтона, що відповідають рівнянням Ріккати за управлінням та спостереженням, тобто їх належність до області визначення оператора Ріккати $\text{dom}(\text{Ric})$. Третя умова означає ортогональність сигналів $\mathbf{C}_1 \mathbf{x}(t)$ і $\mathbf{D}_{12} \mathbf{u}(t)$. Відносно H_2 -проблеми ця умова означає, що вагова матриця управлінь у нормі вектора $\mathbf{z}(t) = \mathbf{C}_1 \mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_{12} \mathbf{u}(t)$ є одиничною, і на цю норму не впливають складові $\mathbf{z}(t)$ від вектора стану $\mathbf{x}(t)$ і вектора управлінь $\mathbf{u}(t)$. Умова 4 свідчить про ортогональність сигналів $\mathbf{B}_1 \mathbf{w}(t)$ і $\mathbf{D}_{21} \mathbf{w}(t)$. Отже, останні дві умови є звичайними для H_2 проблеми і поширюються на випадок робастного синтезу.

У наведеній постановці задачі під об'єктом управління розуміють сукупність пристроїв та приладів, тобто власне об'єкта управління, виконавчого механізму, вимірювальної системи та деяких додаткових пристроїв, що складають реальну систему та забезпечують функціонування системи в реальних умовах експлуатації [6].

У прикладних застосуваннях, зокрема під час створення автоматизованих процедур систем управління літальними апаратами, доцільно здійснювати пошук субоптимального регулятора, для якого H_∞ -

норма передавальної функції замкнутої системи має не перевищувати деяке задане додатне число γ [5]

$$T_w^z = \begin{bmatrix} (I + GK)^{-1} \\ K(I + GK)^{-1} \\ GK(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} < \gamma \quad (1.10)$$

Розглянемо алгоритм пошуку H_∞ -субоптимального регулятора. Для реалізації алгоритму для системи управління, що представлена на рис. 1.2 і описується рівняннями (1.5) з вище перерахованими допущеннями, для пошуку субоптимального регулятора $\mathbf{K}(s)$ необхідно виконати такі кроки [5]:

1) Знайти рішення алгебраїчного рівняння Ріккати \mathbf{X}_∞

$$\mathbf{A}^T \mathbf{X}_\infty + \mathbf{X}_\infty \mathbf{A} + \mathbf{C}_1^T \mathbf{C}_1 + \mathbf{X}_\infty (\gamma^{-2} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T - \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T) \mathbf{X}_\infty = 0, \quad (1.11)$$

2) Знайти рішення алгебраїчного рівняння Ріккати \mathbf{Y}_∞

$$\mathbf{A} \mathbf{Y}_\infty + \mathbf{Y}_\infty \mathbf{A}^T + \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T + \mathbf{Y}_\infty (\gamma^{-2} \mathbf{C}_1^T \mathbf{C}_1 - \mathbf{C}_2^T \mathbf{C}_2) \mathbf{Y}_\infty = 0,$$

(1.12)

4) Виконати перевірку умов

$$\operatorname{Re} \lambda_i[\mathbf{A} + (\gamma^{-2} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T - \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T) \mathbf{X}_\infty] < 0, \forall i$$

$$\operatorname{Re} \lambda_i[\mathbf{A} + \mathbf{Y}_\infty (\gamma^{-2} \mathbf{C}_1^T \mathbf{C}_1 - \mathbf{C}_2^T \mathbf{C}_2)] < 0, \forall i, \quad (1.13)$$

$$\rho(\mathbf{X}_\infty \mathbf{Y}_\infty) < \gamma^2.$$

Уся множина допустимих регуляторів задається виразом $\mathbf{K} = \mathbf{F}(\mathbf{K}_c, \mathbf{Q})$,

де

$$\mathbf{K}_c(s) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_\infty & -\mathbf{Z}_\infty \mathbf{L}_\infty & \mathbf{Z}_\infty \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{F}_\infty & 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{C}_2 & \mathbf{I} & 0 \end{bmatrix} \quad (1.14)$$

Тут $\mathbf{F}_\infty = -\mathbf{B}_2^T \mathbf{X}_\infty$; $\mathbf{L}_\infty = -\mathbf{Y}_\infty \mathbf{C}_2^T$; $\mathbf{Z}_\infty = (\mathbf{I} - \gamma^{-2} \mathbf{Y}_\infty \mathbf{X}_\infty)$;

$\mathbf{A}_\infty = \mathbf{A} + \gamma^{-2} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T \mathbf{X}_\infty + \mathbf{B}_2 \mathbf{F}_\infty + \mathbf{Z}_\infty \mathbf{L}_\infty \mathbf{C}_2$ та \mathbf{Q} є деяка стійка передавальна функція, така, що $\|\mathbf{Q}\|_\infty < \gamma$. Для $\mathbf{Q}(s) = 0$ регулятор визначається як $\mathbf{K}(s) = \mathbf{K}_{c11}(s) = -\mathbf{Z}_\infty \mathbf{L}_\infty (s\mathbf{I} - \mathbf{A}_\infty)^{-1} \mathbf{F}_\infty$ (1.15)

Цей регулятор називається центральним, він має ту ж кількість станів, що і об'єкт управління \mathbf{G} [1, 3]. У ньому можуть бути виділені спостерігач

$$\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}_1\gamma^{-2}\mathbf{B}^T\mathbf{X}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}_2\mathbf{u} + \mathbf{Z}_\infty\mathbf{L}_\infty(\mathbf{C}_2\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{y}) \quad (1.16)$$

$$\text{та зворотний зв'язок } \mathbf{u} = \mathbf{F}_\infty\hat{\mathbf{x}}. \quad (1.17)$$

Для пошуку субоптимального робастного регулятора, що забезпечує мінімізацію у межах деякого заданого допуску γ , використовується відповідна процедура. Для обчислення щонайменшого значення γ_{\min} здійснюють поділ γ наполовину і потім перевіряють належність отриманого регулятора до множини допустимих значень.

1.2. Класифікація методів робастного структурного синтезу

Вибір методу робастного структурного синтезу впливає на алгоритм проектування систем управління рухомих об'єктів. Пошук закону управління, спроможного забезпечувати характеристики точності системи у заданих межах незважаючи на наявність невизначеностей у математичному описі системи являється головною задачею синтезу робастних систем управління рухомими об'єктами. Зовнішні збурення, похибки визначення передавальної функції системи, а також інші чинники зумовлюють невизначеність, тому вони мають бути враховані у процесі синтезу.

Методи робастного структурного синтезу можуть бути класифіковані з наступними критеріями:

- за кількістю ступенів свободи регулятора
- за способом формування контурів управління, що забезпечують бажані частотні характеристики системи
- за способом введення вагових передавальних функцій.

Тому ми розглянемо кожен з цих класифікаційних ознак окремо, щоб краще зрозуміти їх сутність та вплив на функціонування робастної системи.

1.2.1. Класифікація робастних систем за кількістю ступенів

Методи робастного структурного синтезу для регуляторів із різною кількістю ступенів свободи розрізняються підходом до організації структури регулятора. Структура регуляторів із різною кількістю ступенів свободи мають вигляд, представлений на рис. 1.3.

На представлених схемах параметри \mathbf{r} , \mathbf{u} , \mathbf{y} , \mathbf{e} являють собою командний сигнал, сигнал управління, вимірюваний вихідний сигнал та сигнал похибки відповідно, \mathbf{K}_1 – пре-фільтр або регулятор прямого зв'язку, \mathbf{K}_2 – контролер зворотного зв'язку.

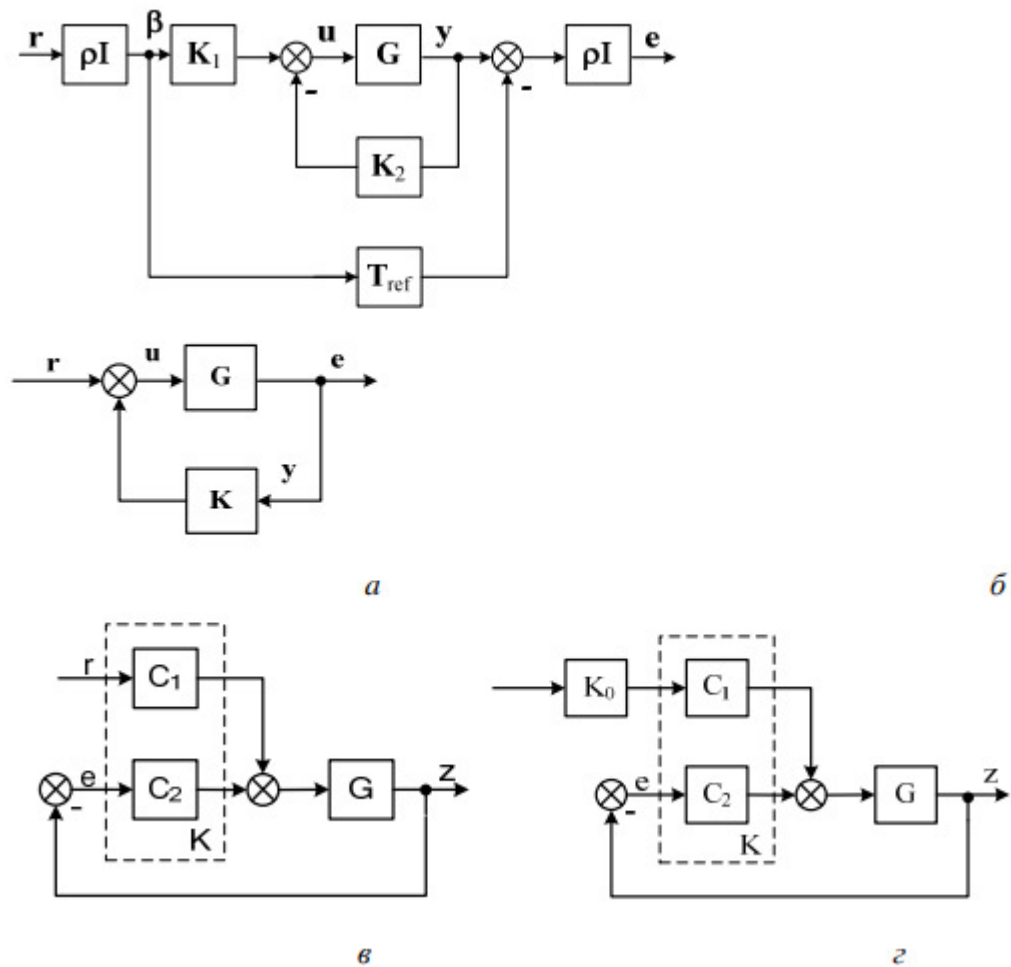


Рис. 1.3. Структури систем із регуляторами: *а* – з двома ступенями свободи; *б* – з одним ступенем свободи; *в* – з 1½ ступенями свободи; *г* – з 2½ ступенями свободи

У схемі з 1½ ступенями свободи регулятор **К** містить дві складові C_1 , C_2 , які можуть бути представлені у вигляді дробових з поліноміальними чисельником та знаменником: $C_1 = F/X$, $C_2 = Y/X$. Степінь чисельника F має бути рівним або меншим за степінь знаменника X . Схема з 2 ступенями свободи відрізняється від попередньої наявністю пре-фільтра K_0 .

Вплив кількості ступенів свободи регулятора на вигляд передавальної функції узагальненого об'єкта та критерій якості процедури робастного структурного синтезу може бути розглянутий на прикладі систем із регулятором з одним та двома ступенями свободи.

Якщо для системи управління з регулятором з одним ступенем свободи (рис. 1.3 б) прийняти структуру сигналів зовнішніх сигналів та

сигналів якості управління у вигляді $w = r$ і $z = [e \quad u \quad y]^T$, то матрична передавальна функція узагальненого об'єкта управління, критерій оптимізації та постановка задачі H_∞ -синтезу для системи з регулятором з одним ступенем свободи можуть бути визначені у такий спосіб:

$$P = \begin{bmatrix} I & -G \\ 0 & I \\ 0 & G \\ I & -G \end{bmatrix}, J(G, K) = \left\| \begin{bmatrix} (I + GK)^{-1} \\ K(I + GK)^{-1} \\ GK(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty; K_{ref} = \arg_{K_i \in K} \inf J(G, K)$$

(1.18)

Для системи управління із регулятором з двома ступенями свободи (рис. 1.3 а) із попередніми векторами зовнішніх сигналів та сигналів якості управління і вихідним сигналом $[\beta \quad y]^T$ узагальнений об'єкт управління, критерій оптимізації та постановка задачі робастного синтезу можуть будуть описані такими виразами

$$P = \begin{bmatrix} -T_{ref} & G \\ 0 & I \\ 0 & G \\ I & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, J = \left\| \begin{bmatrix} -T_{ref} + GK_1(I + GK_2)^{-1} \\ K_1(I + GK_2)^{-1} \\ GK_1(I + GK_2)^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty; K_i = \arg_{K_i \in K} \inf J(G, K)$$

(1.19)

В наведених виразах (1.18), (1.19) у критеріях якості перша складова являє собою функцію чутливості, друга – функцію чутливості управління і третя – функцію комплементарної чутливості. Тобто обидва критерії відповідають постановкам багаточільових задач.

1.2.2. Класифікація методів синтезу за способом формування бажаних частотних характеристик системи

За способом формування бажаних частотних характеристик системи методи робастного структурного синтезу поділяють на:

- методи формування частотних характеристик замкнутих систем на підставі аналізу їх передавальних функцій. При даному методі формування бажаних частотних характеристик замкнутих систем відбувається за рахунок визначення сингулярних чисел передавальних функцій. Максимальні сингулярні числа можна сформувати, якщо задати для них певні верхні границі. Такий підхід дозволяє забезпечувати бажану смугу пропускання та нахил амплітудно- частотної характеристики синтезованої системи.
- методи аналізу частотних характеристик сигналів системи [4].

При використанні даного методу розглядається задана сукупність вхідних сигналів та мінімізуються деякі їх похибки. Найчастіше розглядаються такі вхідні сигнали як зовнішні збурення, командні сигнали та завади вимірювань.

Робастний структурний синтез є автоматизованим засобом проектування автоматизованих систем управління із зворотним зв'язком на підставі формування бажаних частотних характеристик замкнутої системи. У більшості випадків в робастних системах управління можна оцінити лише верхню границю відхилення частотних характеристик від номінальних.

Існують різні шляхи визначення обмежувальних значень для частотних характеристик. Одним із них є побудова реальних частотних характеристик на підставі використання результатів експериментальних даних. Зазвичай інформація про частотні характеристики реальної системи відсутня. Дуже

часто для визначення обмежувальних характеристик використовують підхід, який базується на частотних вимогах до системи.

Існують методи, пов'язані із формуванням передавальних функцій об'єкта управління з метою поліпшення частотних характеристик передавальної функції замкнутої системи. Метод робастного структурного синтезу, заснований на аналізі особливостей сигналів системи, добре підходить до розв'язання багатоцільових проблем. Проте цей метод вимагає складного математичного забезпечення, тобто:

- математичної моделі об'єкта управління
- моделей невизначеностей, відомого класу вхідних сигналів системита норм похибок сигналів.

При цьому головна увага зосереджується на величинах сигналів, а не на характеристиках передавальних функцій замкнутої системи. При використанні цього методу вагові характеристики використовуються для опису очікуваного або відомого спектрів частот зовнішніх сигналів та бажаних частотних спектрів сигналів похибок. Вагові характеристики використовуються також, якщо за модель невизначеності приймається збурення, яке у цьому випадку має бути нормованим, тобто $\|\Delta\|_{\infty} < 1$.

Умовою успішного проведення вагових характеристик робастного структурного синтезу є стійкість

1.2.3. Класифікація методів синтезу за способом введення вагових передавальних функцій

У методах робастного структурного синтезу можуть використовуватись різні способи введення вагових передавальних функцій, а саме :

- введення вагових функцій для формування бажаних передавальних функцій замкнутої системи
- введення пре- та пост-компенсаторів для формування бажаної передавальної функції розімкнутої системи
- введення вагових функцій для сигналів системи. Слід зазначити, що після введення вагових матричних передавальних функцій системи одержують назву розширених [4].

Структурні схеми розширених систем, представлені на рис 1.4.

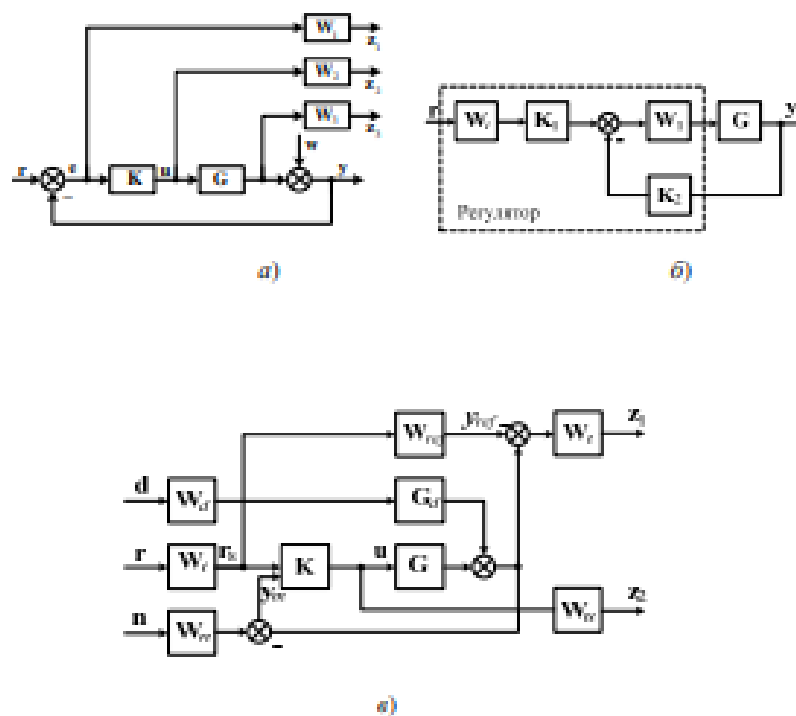


Рис. 1.4. Способи введення вагових передавальних функцій: *a* – для розширення замкнутої передавальної функції; *б* – використання пре- та пост-компенсаторів; *в* – введення вагових функцій для сигналів

Введення вагових передавальних функцій відповідно до рис. 1.4а, де представлена розширена система з додатковими виходами $\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2, \mathbf{z}_3$ є типовим для методу змішаної чутливості. Вагові передавальні функції W_1, W_2, W_3 використовують для зменшення похибки відпрацювання сигналу, обмеження потужності управління та забезпечення робастності системи.

При використанні метода змішаної чутливості відповідно до схеми, представленої на рис. 1.4а, передавальна функція розширеного узагальненого об'єкта управління та критерій оптимізації H_∞ -синтезу набувають вигляду

$$P = \begin{bmatrix} W_1 & -W_1 G \\ 0 & W_2 \\ 0 & W_3 G \\ I & -G \end{bmatrix}, J(G, K) = \left\| \begin{bmatrix} W_1(I + GK)^{-1} \\ W_2 K(I + GK)^{-1} \\ W_3 GK(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty \quad \text{або} \quad J = \left\| \begin{bmatrix} W_1 S \\ W_2 R \\ W_3 T \end{bmatrix} \right\|_\infty \quad (1.20)$$

З виразу (1.20) виходить, що до складу критерію оптимізації входять показники точності, обмеження енерговитрат сигналу управління та стійкості до збурень, тобто процедура робастного структурного синтезу дозволяє одночасно задовольнити низку суперечливих вимог, що надаються до системи.

На низьких частотах при зменшенні функції чутливості дає зменшення збурень, покращення роботи командного сигналу та покращення робастності. На високих частотах зменшення функції комплементарної чутливості запобігає перевищенню енергетичних втрат, дії завад вимірювань та втратам робастності. Для визначення обмежувальних границь під час формування бажаних частотних характеристик системи вводяться вагові передавальні функції.

Для H_∞ -синтезу вплив усіх невизначеностей об'єкта оцінюють єдиним мультиплікативним збуренням Δ . Тоді вимоги до системи можуть бути визначені у такий спосіб:

$$-\sigma(S(j\omega)) \leq |W^{-1}(j\omega)|;$$

$$\begin{aligned} \sigma(S(j\omega)) &\leq |W^{-1}(j\omega)|; \\ \sigma(T(j\omega)) &\leq |W^{-1}(j\omega)|, \end{aligned} \quad (1.21)$$

де σ – максимальна сингулярна величина. При цьому повинна виконуватись умова

$$\sigma(W^{-1}(j\omega)) + \sigma(W^{-1}(j\omega)) > 1 \text{ для будь-якого } \forall \omega. \quad (1.22)$$

Вибір вагових передавальних матриць є неоднозначною задачею, яка потребує для свого розв'язання використання евристичних методів, наприклад, методу спроб та похибок на підставі досвіду розробника системи. Підхід до створення робастних систем, заснований на визначенні сингулярних величин передавальної функції системи та мінімізації H_{∞} -норми, може бути реалізований засобами розширеного пакету Robust Control обчислювальної системи MATLAB [8].

Введення вагових передавальних функцій відповідно до рис. 1.4б характеризує процес розширення передавальної функції розімкнутої системи.

Якщо W_1 , W_2 являють собою пре- та пост-компенсатори відповідно, то розширений об'єкт управління із обмеженими частотними характеристиками G_s визначатиметься виразом:

$$G_s = W_2 G W_1. \quad (1.23)$$

Введення пре- та пост-компенсаторів забезпечує обмеження сингулярних чисел передавальної функції розімкнутої системи та формування бажаних частотних характеристик замкнутої системи. Пре-компенсатор забезпечує прямий зв'язок за зовнішнім збуренням (у даному випадку командним сигналом).

Використання вагових функцій у постановці проблеми робастного структурного синтезу для методу, заснованого на аналізі властивостей сигналів системи, показано на рис. 1.4в. На цій схемі G і G_d являють собою номінальну модель об'єкта управління та збурення, а K – регулятор. Вагові характеристики таких зовнішніх сигналів як збурення, командний сигнал та

завада вимірювання W_d , W_i , W_n можуть бути постійними величинами або передавальними функціями [5]. Вагова характеристика W_{ref} є замкненою передавальною функцією між зваженим командним сигналом r_s та вихідним сигналом системи y . Вагові характеристики W_e та W_d характеризують бажаний частотний спектр похибки $z_1 = y - y_{ref}$ відповідно.

1.3. Методи синтезу робастних регуляторів систем управління ЛА систем рухомих об'єктів

Порівняльний аналіз методів робастного структурного синтезу з точки зору їх придатності для систем управління літальними апаратами дозволяє зробити такі висновки. Для прикладного застосування щодо БПЛА доцільно синтезувати регулятор із двома ступенями свободи, оскільки такі системи управління ЛА використовують управління як за сигналами зворотних зв'язків, так і за командними сигналами.

Для вибору способу формування бажаних частотних характеристик системи, необхідно робити висновки на підставі її передавальних функцій. Метод синтезу, заснований на аналізі особливостей сигналів системи, добре підходить до розв'язання багатоцільових проблем. Натомість він потребує складного математичного забезпечення, а саме:

- визначення математичної моделі об'єкта управління
- моделі невизначеності
- визначення класу вхідних сигналів системи та норм похибок сигналів.

При цьому головна увага зосереджується на характеристиках сигналів, а не на характеристиках передавальних функцій системи.

Якщо розглядати розширення об'єкта управління, то доцільність використання вагових передавальних функцій W_1 , W_2 , W_3 або пре- та пост-компенсаторів K_1 , K_2 визначається, виходячи з умов конкретної проблеми.

Метод використання пре- та пост компенсаторів має переваги у тому, що дозволяє враховувати передавальні функції, отримані в результаті експериментальних досліджень системи-аналога. Для системи управління літальними апаратами із високими вимогами до точності процесів стеження необхідно використовувати регулятор із двома ступенями свободи.

1.3.1. Методи синтезу регулятора з двома ступенями свободи із формуванням розширеного об'єкта управління за допомогою пре- та пост-компенсаторів

Порівняльний аналіз методів робастного структурного синтезу з точки зору їх придатності для систем управління літальними апаратами дозволяє зробити такі висновки. Для прикладного застосування щодо БПЛА доцільно синтезувати регулятор із двома ступенями свободи, оскільки такі системи управління використовують технологію управління як за сигналами зворотних зв'язків, так і за командними сигналами.

Для вибору способу формування бажаних частотних характеристик системи, необхідно робити висновки на підставі її передавальних функцій. Метод синтезу, заснований на аналізі особливостей сигналів системи, добре підходить до розв'язання багатоцільових проблем. Натомість він потребує складного математичного забезпечення, а саме:

- визначення математичної моделі об'єкта управління
- моделі невизначеності
- визначення класу вхідних сигналів системи та норм похибок сигналів.

При цьому головна увага зосереджується на характеристиках сигналів, а не на характеристиках передавальних функцій системи. Якщо розглядати розширення об'єкта управління, то доцільність використання вагових

передавальних функцій W_1, W_2, W_3 або пре- та пост-компенсаторів K_1, K_2 визначається, виходячи з умов конкретної проблеми.

Метод використання пре- та пост компенсаторів має переваги у тому, що дозволяє враховувати передавальні функції, отримані в результаті експериментальних досліджень системи-аналога.

1.3.2. Метод синтезу регулятора з двома ступенями вільності із формуванням розширеного об'єкта управління за допомогою вагових передавальних функцій

Постановка задачі синтезу регулятора із двома ступенями свободи з урахуванням дії збурень, яка може бути розв'язана методом змішаної чутливості, представлена на рис. 5.12. Головними цілями, разом із забезпеченням внутрішньої стійкості системи є мінімізація сигналів похибки e , сигналу управління u та вихідного сигналу y за умови дії збурень d . Ці цілі зумовлюють необхідність вводу вагових передавальних функцій W_1, W_2, W_3 .

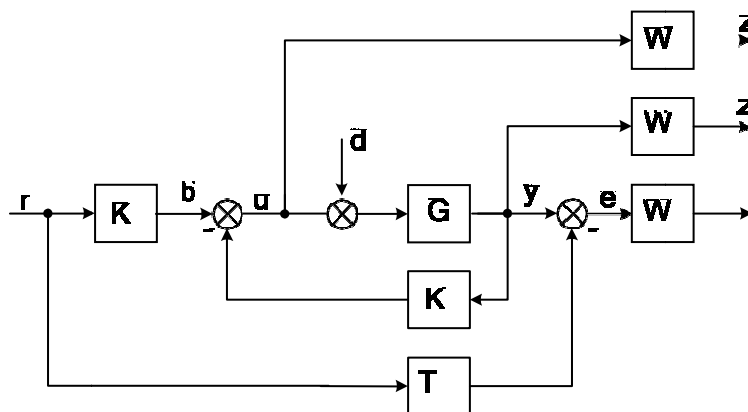


Рис. 5.12. До синтеза регулятора із двома ступенями свободи методом змішаної чутливості

Постановка задачі H_∞ -синтезу методом змішаної чутливості залежить від особливостей синтезованої системи та умов її експлуатації. Під час

проектування систем управління ЛА необхідно враховувати, що їхня експлуатація здійснюється за умови дії зовнішніх збурень.

Всі ці методи мають відповідні формули та алгоритми, тому розглядати їх детально ми будемо в наступному розділі на практичних прикладах.

РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ

Розглянемо основні параметри, які використовуються в математичних моделях управління літальними апаратами. У загальному випадку управління літальним апаратом включає два основні параметри: висота та швидкість польоту.

Для управління висотою польоту суттєвого значення набуває рівень, щодо якого вимірюється певна висота. При польоті ЛА прийнято розрізняти такі висоти:

- істинна (геометрична) висота $H_{\text{іст}}$;
- барометрична (абсолютна) висота $H_{\text{абс}}$;
- відносна висота $H_{\text{від}}$;
- висота ешелону $H_{\text{еш}}$;
- висота рельєфу місцевості $H_{\text{р}}$.

Знання фактичної (істинної) висоти польоту необхідно для забезпечення безпеки польотів (особливо під час польотів на малій висоті), виконання навігаційних розрахунків (при скиданні вантажів і стрибках з парашутом), пов'язаних з визначенням положення літака щодо точок на землі, для розвідки і пошукових рейсів. Для вирішення багатьох із зазначених завдань доцільно знати середню висоту, тобто реальну висоту польоту, не враховуючи дрібну структуру рельєфу наземної місцевості.

Управління висотою ешелону необхідне для вирішення всіх завдань пілота, де необхідно враховувати змінні характеристики літака та його силової установки в залежності від висоти польоту.

Висота ешелону є основним параметром, який контролюється в системі вертикального ешелонування. Це необхідно для того, щоб усі ПС мали однаковий початковий рівень розрахунку висоти. Оскільки повітряне середовище для всіх ПС, розташованих в одній місцевості, однакове, а їх висотоміри мають стандартну повірку, то в цьому випадку методичні похибки висотомірів і похибки, пов'язані з відхиленням параметрів

атмосфери від розрахункових, взаємно компенсуються. Це означає, що ці відхилення не збільшують ймовірність зіткнення літаків один з одним.

У процесі управління поздовжнім рухом літального апарату також необхідно враховувати особливості параметрів, які характеризують швидкість польоту. Наприклад, приладна (індикаторна) швидкість $V_{пр}$, а також число M польоту необхідні для розв'язання пілотажних задач, оскільки від цих параметрів залежать усі аеродинамічні характеристики ПС і діапазони льотних обмежень.

Шляхова (земна) швидкість $V_{ш}$ необхідна для виконання чотиривимірної навігації з дотриманням погодинного розкладу польоту, а також у всіх інших випадках керування швидкістю, коли рух повітряного судна визначається з наземних пунктів управління польотами. Контроль земної швидкості також важливий для вирішення інших задач з області навігації.

Фактична швидкість польоту V при наявності сучасних вимірників шляхової швидкості ЛА і числа польоту M втрачає своє значення як контрольний параметр. Однак вимірювання фактичної швидкості необхідно для розрахунку швидкості вітру W , а також для розрахунку відстані у разі несправності вимірників шляхової швидкості ЛА.

Перелік типових задач, що вирішуються ПНК при управлінні поздовжнім рухом ПС на різних етапах польоту по маршруту., наведений у табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Типові задачі, що вирішуються пунктом наземного керування

Етап польоту	Управління висотою	Управління швидкістю
Набір висоти	При контролі $H_{абс}$	За залежністю $M(V_{пр})$
Політ за трасою	При стабілізації $H_{еш}$	За $V_{ш}$ відповідно до часового графіка, контроль $M(V_{пр})$
Розвідувальні польоти	При стабілізації усередненої $H_{іст}$	При стабілізації $M(V_{пр})$ і контролі $V_{ш}$

Профільний політ на малих висотах	З урахуванням попереду лежачого рельєфу місцевості та з контролем $H_{іст}$	При стабілізації M або контролі $V_{пр}$
Пошукове маневрування в заданому районі	За усередненої $H_{іст}$	За $V_{ш}$ з контролем параметрів M і W
Зниження	За $H_{від}$ з одночасним контролем $H_{іст}$	При контролі залежності M і $V_{пр}$

Тут завдання управління умовно поділяються на три типи:

1. Контроль параметра, тобто його обмеження або необхідність враховувати його при прийнятті будь-яких рішень;
2. Стабілізація параметрів;
3. Управління певним параметром у разі необхідності його свідомої зміни.

Профіль польоту ЛА вибирається з умов найменшої витрати палива, а також з тактичних умов. Типовий профіль польоту за маршрутом — політ від аеропорту відправлення до аеропорту призначення після зльоту та польоту за маршрутом, що складається з таких основних етапів: набір висоти кидка, крейсерський політ із зміною кидка; спуск на маневрову висоту перед посадкою. Маршрутний профіль польоту літаків спеціального призначення є специфічним і відрізняється від транспортного. На окремих ділянках траєкторії польоту доцільно переходити на малу висоту.

Автоматичне керування поздовжнім рухом літака на етапі крейсерського польоту зводиться до стабілізації барометричної висоти кидка польоту. Перехід з одного рівня на інший відбувається в режимі автоматизованого (сумісного) управління. При цьому пілот в режимі ручного керування, змінюючи кут тангажу, задає необхідну вертикальну швидкість зниження або набору висоти до літака, а в режимі автоматичного керування САУ, стабілізуючи заданий кут тангажу, він підтримує певну вертикальну

швидкість. Пілот, періодично втручаючись в органи керування, регулює вертикальну швидкість і виконує останній етап набору висоти нового викиду в режимі ручного керування, після чого знову включає режим стабілізації барометричної висоти нового викиду польоту. Також можлива організація автоматичного керування зміною польоту за сигналами з БЦОМ або з ПНК.

Режим стабілізації барометричної висоти польоту вмикається кнопкою-табло або кнопкою-лампочкою («Нб» або «КВ») на пульті управління пункту наземного керування чи системи автоматичного управління. Його варто вмикати з режиму стабілізації куткових положень, зокрема з режиму стабілізації кута тангажу горизонтального польоту.

В режимі датчика відхилення літака від заданої барометричної висоти польоту застосовуються коректори висоти. Якщо до складу бортового обладнання входить система повітряних сигналів, то цю інформацію доцільніше отримувати саме від цієї системи.

У якості прикладу наведемо типові закони управління режиму стабілізації барометричної висоти через контур формування заданого кута тангажу $\vartheta_{зад}$ та через контур нормального перевантаження $n_{узад}$.

$$\begin{aligned}
 1. \quad & \delta_v = K_\delta(\vartheta - \vartheta_{зад}) + K_{\omega z}\omega_z - K_B^\gamma f(|\gamma|); \\
 & - \vartheta_{зад} = -\frac{1}{K_\vartheta} \left(K_H + K_{\dot{H}p} + \frac{K_{\ddot{H}}}{p} \right) (H - H_{зад}); \\
 2. \quad & \delta_v = K_{n_y}(n_y - n_{узад}) + K_{\omega z}\omega_z - K_B^\gamma f(|\gamma|); \\
 & - n_{узад} = -\frac{1}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}p})(H - H_{зад});
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Основним сигналом зазначених законів управління є відхилення поточної барометричної висоти польоту від заданої $(H - H_{зад})$; , що є висотою вмикання коректора висоти.

Контроль висоти польоту через схему нормального перевантаження є значно кращим, оскільки така схема є швидшою та ефективніше випаровує вітрові збурення, але забезпечення стабільності такої схеми за відсутності

закону керування сигналом кута тангажу вимагає додаткових заходів, зокрема введення похідної основного сигналу в закон керування.

У законах управління (2.1) використовуємо наступні позначення:

- δ_B — відхилення руля висоти;
- $K_{\omega_z}\omega_z$ — демпфіруючий сигнал.

Складова $f(\gamma) = 1 - \cos\gamma/\cos\gamma$ у законах управління призначена для компенсації втрати висоти при кренах літака. У першому законі управління для підвищення точності стабілізації використовується інтегральна складова $\frac{K_H}{p}(H - H_{зад})$.

Для підвищення точності можливо також використання законів управління з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

Для поліпшення якості процесів стабілізації в законі управління може бути використано першу та другу похідні від сигналу відхилення ΔH . Причому, у якості першої похідної використовується сигнал V_y , а у якості другої – сигнал нормального перевантаження Δn_y . Наприклад, в системі управління польотом типу ВСУП-85 керуючий сигнал формується у наступному вигляді:

$$\vartheta_3 = K_H \Delta H + K_{V_y} V_y + K_{n_y} \Delta n_y \quad (2.2)$$

У процесі стабілізації істинної висоти польоту як основний датчик інформації використовується радіовисотомір.

2.1. Математичний опис системи управління польотом літака

Побудуємо базову модель системи управління польотом ЛА. Будемо вважати, що досліджувана система управління польотом має об'єкт управління, лінеаризована модель якого може бути представлена системою рівнянь у просторі станів:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}, \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x}, \\ \mathbf{z} &= \mathbf{C}_0\mathbf{x}, \end{aligned} \quad (2.3)$$

де \mathbf{x} – вектор стану; \mathbf{A}, \mathbf{B} – матриці відповідних аеродинамічних похідних; \mathbf{u} – вектор управляючих впливів; \mathbf{y} – вектор спостереження для реальної системи; \mathbf{C}, \mathbf{C}_0 – матриці спостереження; \mathbf{z} – вектор спостереження для обчислення показника якості.

Наприклад, для випадку бічного руху літака вектор стану набуває вигляду $\mathbf{x} = [\beta, p, r, \varphi, \psi]'$, де β – кут ковзання, p, r – кутові швидкості за креном та рисканням, φ, ψ – кути крену та рискання. Вектор управління визначається як $\mathbf{u} = [\delta a, \delta e]'$, де $\delta a, \delta e$ – кути відхилення елеронів та кута напрямку. Матриці аеродинамічних похідних \mathbf{A} та \mathbf{B} можуть бути подані у такий спосіб

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r & Y_\varphi & Y_\psi \\ L_\beta & L_p & L_r & L_\varphi & L_\psi \\ N_\beta & N_p & N_r & N_\varphi & N_\psi \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ L_{\delta a} & L_{\delta r} \\ N_{\delta a} & N_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.4)$$

У виразі (2.4) і далі використовуються такі умовні позначення:

Y – сигнал спостереження бічної системи,

L та M – моменти за креном та рисканням відповідно.

Матриця спостереження C застосовується для побудови реального автопілоту і визначається за допомогою фактичної виміральної системи навігаційного комплексу. Матриця спостереження C_0 визначається всіма змінними стану. Кут ковзання β достатньо рідко вимірюється у реальних системах, і в той же час обмеження кута β має велике значення з точки зору безпеки польоту. Теж саме стосується і кута атаки α для повздовжнього руху. Таким чином при використанні математичного опису у просторі станів змінна u використовується для побудови регулятора, а змінна z – для обчислення показника якості.

У випадку транспортних літаків цивільної авіації короточасні та довгострокові прискорення підлягають досить суворим обмеженням щодо їх обмеження. Тому в цих важливих практичних випадках необхідно визначити, як включити певні вимоги до показників якості. Проілюструємо це на прикладі бічного руху ЛА. Поперечне прискорення визначається прискоренням, виміряним акселерометром без урахування сил тяжіння, і дорівнює:

$$a_y = Y_\beta \cdot \beta + Y_{\delta_r} \cdot \delta_r = a_{11}x_1 + b_{21}u_2 \quad (2.5)$$

Виходячи з виразу (2.3) зрозуміло, що квадрату цього прискорення буде властива складова $2a_{11} \cdot b_{21} \cdot x_1 \cdot u_2 = 2Y_\beta \cdot Y_{\delta_r} \cdot \beta \cdot \delta_r$.

Рівняння об'єкту управління (2.3) слід доповнити рівняннями регулятора з урахуванням від'ємного зворотного зв'язку

$$\begin{aligned} \dot{x}_u &= A_u x_u + B_u (F - Cx), \\ u &= C_u x_u + D_u (F - Cx), \end{aligned} \quad (2.6)$$

де F – командний сигнал, A_u, B_u, C_u, D_u – четвірка матриць, що являє собою математичний опис регулятора.

Розглянемо модель замкненої системи, блок-схема якої наведена на рис. 2.1.

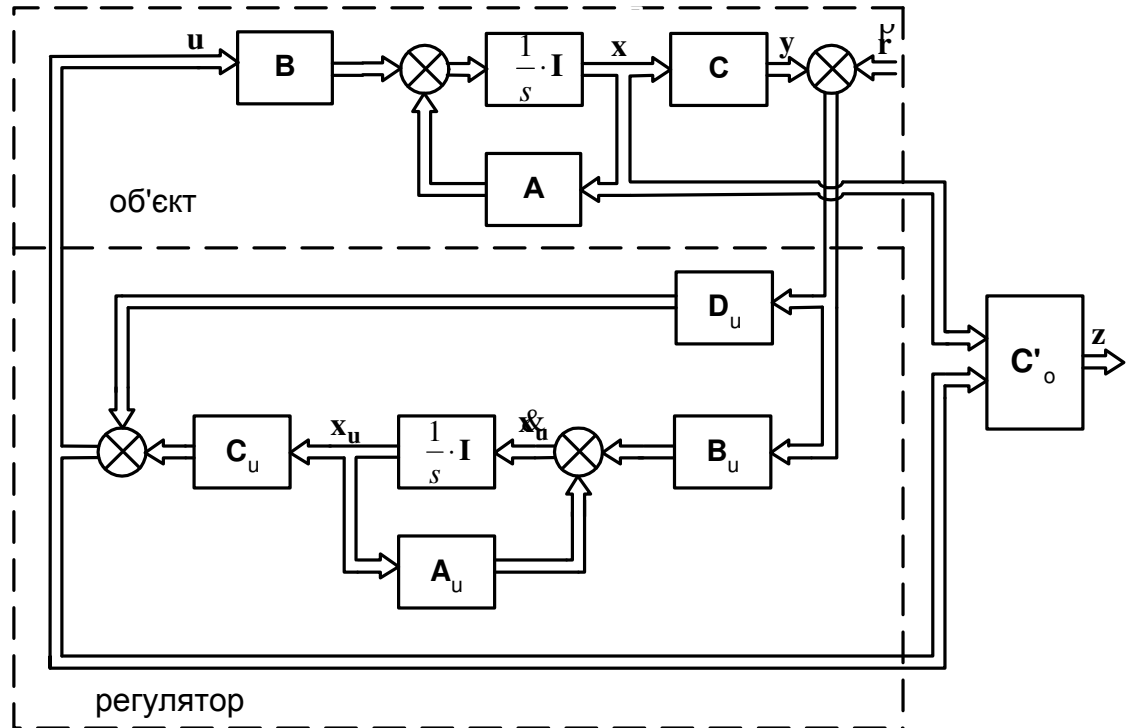


Рис.2.1. Блок-схема моделі замкненої системи

Модель замкненої системи у просторі вектора стану $\mathbf{x}_0 = [\mathbf{x}, \mathbf{x}_u]'$ для вхідного сигналу \mathbf{F} , векторів спостереження $\mathbf{y}_0 = [\mathbf{y}, \mathbf{u}]'$ та $\mathbf{z} = \mathbf{C}'_0 \mathbf{x}_0$ можна отримати із рівнянь (2.3) та (2.6) у наступному вигляді

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_0 &= \mathbf{A}_0 \mathbf{x}_0 + \mathbf{B}_0 \mathbf{F}, \\ \mathbf{y}_0 &= \mathbf{C}_0 \mathbf{x}_0 + \mathbf{D}_0 \mathbf{F}; \quad \mathbf{z} = \mathbf{C}'_0 \mathbf{x}_0, \end{aligned} \quad (2.7)$$

де комплект матриць математичного опису у просторі станів визначається у такий спосіб

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_0 &= \begin{bmatrix} \mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{D}_u\mathbf{C} & \mathbf{B}\mathbf{C}_u \\ -\mathbf{B}_u\mathbf{C} & \mathbf{A}_u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{B}\mathbf{D}_u \\ \mathbf{B}_u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & 0 \\ -\mathbf{D}_u\mathbf{C} & \mathbf{C}_u \end{bmatrix} \\ \mathbf{D}_0 &= \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{D}_u \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (2.8)$$

тут \mathbf{F} – вхідний (командний) сигнал; \mathbf{z} – вектор спостереження, який формує показник якості.

Головним стохастичним збуренням, що діє на ЛА, є турбулентний вітер, тому перш за все необхідно мати математичний опис цього збурення у формі, яка застосовна для моделей ЛА у просторі станів.

Найпростіший опис турбулентного вітру можна зробити за допомогою моделі Драйдена, в якій представлені короткоперіодична u_g , довгоперіодична w_g та бічна v_g компоненти вектора миттєвої швидкості вітру як стаціонарні випадкові процеси із такими спектральними щільностями:

$$\begin{aligned} S_u(\omega) &= \frac{2\sigma_u^2 L_u}{U_0 \pi} \cdot \frac{1}{(1 + \tau_u^2 \omega^2)} \\ S_v(\omega) &= \frac{\sigma_v^2 L_v}{U_0 \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_v^2 \cdot \omega^2}{(1 + \tau_v^2 \omega^2)^2} \\ S_w(\omega) &= \frac{\sigma_w^2 L_w}{U_0 \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_w^2 \cdot \omega^2}{(1 + \tau_w^2 \omega^2)^2} \end{aligned} \quad (2.9)$$

$$\tau_u = \frac{L_u}{U_0}; \quad \tau_v = \frac{L_v}{U_0}; \quad \tau_w = \frac{L_w}{U_0};$$

де L_u, L_v, L_w – відповідні масштаби турбулентності; U_0 – постійна швидкість літака; $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ середньоквадратичні відхилення відповідних компонент швидкості.

Ці випадкові процеси можна представити як виходи формуючих фільтрів, входи яких збуджуються некорельованими білими шумами η_x, η_y, η_z . Довгоперіодична швидкість w_g може бути легко перерахована у турбулентний кут атаки: $\alpha_g = w_g / U_0$. Для повздовжнього руху можна ввести вхідний $\boldsymbol{\eta} = [\eta_x, \eta_z]^T$ та вихідний $\mathbf{g} = [u_g, \alpha_g, q_g]^T$ вектори, де $q_g = -\dot{\alpha}_g$. У цьому разі можна сформулювати рівняння руху турбулентного вітру у вигляді

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_g &= \mathbf{A}_g \cdot \mathbf{x}_g + \mathbf{B}_g \cdot \boldsymbol{\eta}, \\ \mathbf{g} &= \mathbf{C}_g \cdot \mathbf{x}_g + \mathbf{D}_g \cdot \boldsymbol{\eta}, \end{aligned} \quad (2.10)$$

де

$$\mathbf{A}_g = \begin{bmatrix} -\lambda_u & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -\lambda_w^2 & -2\lambda_w \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_g = \begin{bmatrix} K_u & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C}_g = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & K_\alpha \beta_w & K_\alpha \\ 0 & K_\alpha \lambda_w^2 & K_\alpha (2\lambda_w - \beta_w) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D}_g = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -K_\alpha \end{bmatrix}, \quad (2.11)$$

$$K_u = \sigma_u \sqrt{\frac{2u_0}{\pi L_u}} \quad K_\alpha = \sigma_w \sqrt{\frac{3}{\pi L_w u_0}} \quad \lambda_w = \frac{u_0}{L_w} \quad \lambda_u = \frac{u_0}{L_u} \quad \beta_w = \frac{\lambda_w}{\sqrt{3}} \quad (2.12)$$

Аналогічно можна представити формуючий фільтр для бічного руху, у якому вхідним сигналом буде білий шум η_y , а вихідними сигналами – турбулентна бічна швидкість v_g , та турбулентні кутові швидкості ρ_g, r_g . Модель Драйдена є стандартизованою, причому для різних режимів польоту (крейсерський політ, посадка, тощо) коефіцієнти для виразів (2.9) винайдені експериментально. Ці моделі можуть використовуватись для перевірки точності стабілізації під час польотів у турбулентній атмосфері.

Стохастична модель повздовжнього руху представлена на рис. 2.2 як послідовне з'єднання формуючого фільтра у вигляді (2.11), (2.12) та замкненої системи управління, що розглядалась раніше. Схема замкненої системи, що представлена на рис. 2.2, дещо відрізняється від зображеної на рис. 2.1 місцем входу зовнішнього сигналу.

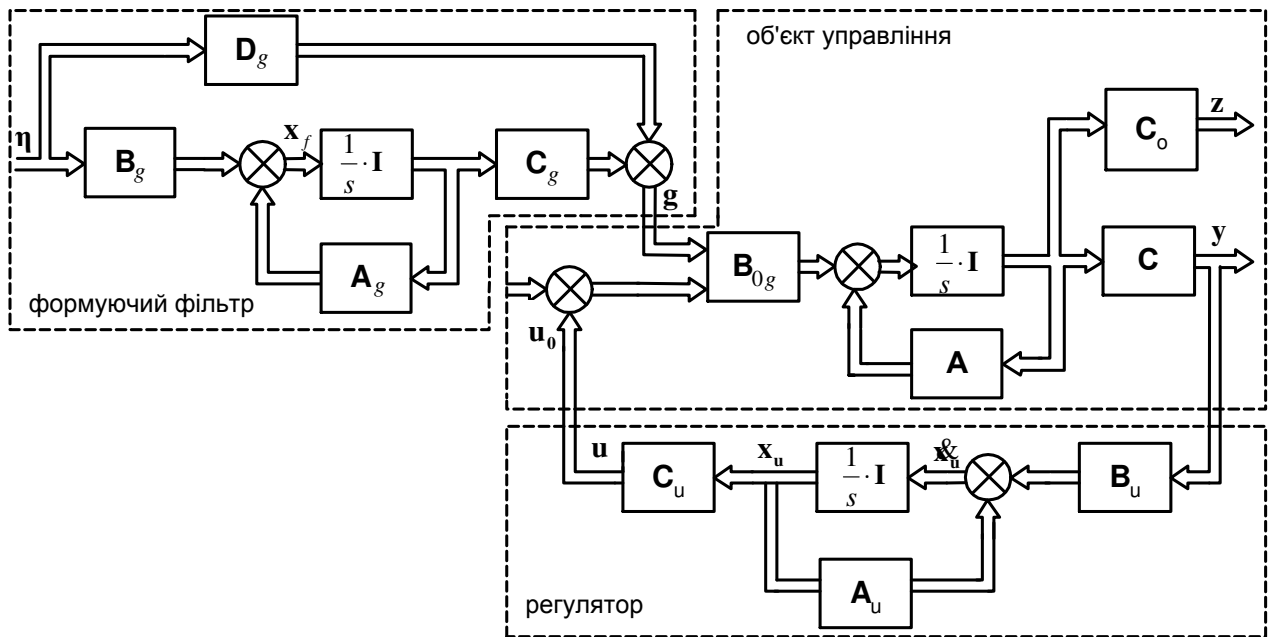


Рис. 2.2. Стохастична модель повздовжнього руху замкненої системи

У цьому випадку для вхідного сигналу \mathbf{u} вирази для четвірки блочних матриць, що описують замкнену систему у просторі станів, можуть бути представлені у такому вигляді

$$\mathbf{A}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{D}_u\mathbf{C} & -\mathbf{B}_u\mathbf{C} \\ \mathbf{B}_u\mathbf{C} & \mathbf{A}_u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & 0 \\ \mathbf{D}_u\mathbf{C} & \mathbf{C}_u \end{bmatrix}, \quad (2.13)$$

причому \mathbf{D}_0 є нульовою матрицею відповідної розмірності. Урахування турбулентної атмосфери здійснюється за допомогою послідовного з'єднання замкненої системи управління польотом із формуючим фільтром Драйдена, що визначається набором матриць (2.12). При цьому матриця управління об'єкту є розширеною блочною матрицею

$$\mathbf{B}_{0g} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_g^0 & \mathbf{B}_0 \end{bmatrix}, \quad (2.14)$$

де матриця \mathbf{B}_g^0 визначає вплив зовнішнього збурення \mathbf{g} на об'єкт управління і складається із стовпців матриці \mathbf{A} з протилежними знаками, що відповідають турбулентно збуреним змінним стану. Якщо опис формуючого

фільтру у просторі станів визначається набором матриць $\{A_g, B_g, C_g, D_g\}$, то з урахуванням виразів (2.13), (2.14) для послідовного з'єднання формуючого фільтра та замкненої системи можна отримати вирази

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}_s &= \mathbf{A}_s \mathbf{x}_s + \mathbf{B}_s \boldsymbol{\eta}, \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}_s \mathbf{x}_s, \\ \mathbf{z} &= \mathbf{C}_{s0} \mathbf{x}_s,\end{aligned}\tag{2.15}$$

Де \mathbf{x}_s – вектор стану компоненти якого складаються із змінних стану формуючого фільтра та замкненої системи; $\boldsymbol{\eta}$ – вектор білих шумів на вході формуючого фільтра; \mathbf{y} – вимірюваний вихід системи; \mathbf{z} – вихідні змінні стану, які формують показник якості у стохастичному випадку; матриці $\mathbf{A}_s, \mathbf{B}_s, \mathbf{C}_s, \mathbf{D}_s$ мають вигляд

$$\mathbf{A}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_g & 0 \\ \mathbf{B}_g \mathbf{C}_0 & \mathbf{A}_0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_g & 0 \\ \mathbf{B}_g^{(0)} & \mathbf{D}_g \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_s = [\mathbf{D}_0 \mathbf{C}_g, \quad \mathbf{C}_0], \quad \mathbf{D}_s = \mathbf{D}_0 \mathbf{D}_g.\tag{2.16}$$

Оскільки матриця $\mathbf{D}_0 = 0$, то і матриця $\mathbf{D}_s = 0$. Матриця \mathbf{C}_{s0} формується на основі тих змінних стану, які мають визначати показник якості системи.

Під час синтезу робастних систем управління необхідно перш за все визначити діапазон змінювання параметрів об'єкта управління, які мають найбільш вагомий вплив на стійкість та якість системи управління. Для пілотованих літаків сучасні вимоги до робастності зводяться до того, що всередині області допустимих режимів польоту система повинна підтримувати показники якості у заданих діапазонах для таких факторів:

- 1) змінювання положення центра мас (у межах від 15% до 23% середньої аеродинамічної хорди (САХ) у горизонтальній площині та від 0% до 21% САХ у вертикальній площині);
- 2) варіації маси літака (в 1,5 рази);
- 3) варіації часу запізнення реакції цифрового регулятора (від 50 до 100мс).

2.2. Загальний математичний опис руху літака

Замкнута система рівнянь, що описує власний поздовжній рух літака, може бути виокремлена з повної системи рівнянь за умови, що параметри бічного руху, а також кути відхилення органів управління δ_e , δ_n дорівнюють нулю. Тоді система рівнянь, яке описує ізольований поздовжній рух літака, зводиться до виду:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P\cos\alpha - X\alpha - mg\sin\theta; \\ mV\dot{\theta} &= P\sin\alpha + Y\alpha - mg\cos\theta; \\ J_z\dot{\omega}_z &= \omega_z; \\ v &= \omega_z; \\ \alpha &= v - \theta; \\ \dot{H} &= V\sin\theta \end{aligned} \tag{2.17}$$

де $mg = G$, g - прискорення сили тяжіння.

Кінематичне співвідношення $\alpha = v - \theta$ ми отримуємо з I-го геометричного рівняння після перетворення його за формулою віднімання аргументів тригонометричних функцій. Останнє рівняння не впливає на інші рівняння системи, тому система може розглядатися без нього.

Система рівнянь (2.17) є нелінійною, оскільки містить в собі похідні змінних і тригонометричні залежності, а також вирази для аеродинамічних сил і моментів, як нелінійних функції польоту.

Щоб отримати спрощену лінійну модель руху літака, необхідно зробити додаткові припущення та лінеаризувати початкові рівняння.

Рух літака в просторі визначається з урахуванням поступального руху центру мас і обертального руху відносно центру мас. При записі диференціальних рівнянь руху в проекціях на вісь нерухомої системи координат виникають труднощі відображення сил і моментів, що діють у площині, на вісь нерухомої системи координат. Крім того, подальший аналіз

таких рівнянь дуже складний. Тому в динаміці польоту переважні рівняння руху, записані в рухомих системах координат.

При виведенні рівнянь просторового руху приймаються такі припущення:

- літак є абсолютно твердим тілом зі сталими інерційними масовими характеристиками;
- осі суміщеної системи координат збігаються з головними осями інерції, тобто доцентрові моменти інерції дорівнюють нулю;
- вектор тяги прикладений до центру мас і не створює додаткових моментів;
- земля плоска, не обертається і не рухається в інерційному просторі, тобто не враховуються переміщення і сили і моменти Коріоліса;
- повітряне середовище нерухоме.

Рівняння руху літака як твердого тіла можна вивести із законів збереження величини та імпульсу величини руху, які у векторній формі мають вигляд:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}; \quad \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M} \quad (2.17)$$

де \vec{V} – вектор повітряної швидкості;

\vec{R} – вектор зовнішніх сил, діючих на літак;

\vec{K} – вектор моменту кількості руху

\vec{M} – аеродинамічний момент

m □ маса літака

Похідна вектора \vec{A} у нерухомій системі координат - $\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)$ може бути подана як сума похідної вектора в рухомій системі координат $\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_p$ та векторного добутку кутової швидкості $\vec{\Omega}$ обертання рухомої системи координат відносно нерухомої на вектор \vec{A} .

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

Саме в такому вигляді векторні рівняння (2.17) проєктують на осі рухомих систем координат.

З урахуванням зроблених припущень рух ЛА як твердого тіла з шістьма ступенями свободи описується шістьма рівняннями Ейлера з додаванням до них рівнянь сил і моментів з кінематичними і геометричними співвідношеннями і рівнянь, що описують рух уздовж траєкторія центра мас літака. Додаткові рівняння дозволяють замкнути систему рівнянь, що описують просторовий рух площини, у вигляді (2.18).

$$\begin{aligned}
 mV &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \theta; \\
 mV \quad \dot{\theta} &= P(\sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma) + Y \cos \gamma - Z \sin \gamma - G \cos \theta; \\
 \square \quad mV \dot{\Psi} \cos \theta &= P(\sin \alpha \sin \gamma - \cos \alpha \sin \beta \gamma) + Y \sin \gamma + Z \cos \gamma; \\
 J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
 J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
 J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x &= M_z; \\
 \sin \alpha &= [\sin \vartheta \cos \theta - \cos \vartheta \sin \theta \cos (\psi - \Psi)] \cos \gamma_\alpha - \cos \vartheta \sin \gamma_\alpha \sin (\psi - \Psi); \\
 \sin \beta &= [\cos \gamma \sin (\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos (\psi - \Psi)] \cos \theta - \sin \theta \cos \square \sin \gamma; \\
 \cos \gamma_\alpha &= (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \theta; \\
 \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta \\
 \dot{\gamma} &= \omega_x + \operatorname{tg} \square (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma); \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
 \dot{Y} g = \dot{H} &= V \sin \theta; \\
 \dot{X} g &= V \cos \theta \cos \Psi; \\
 \dot{Z} g &= -V \cos \theta \sin \Psi.
 \end{aligned} \tag{2.18}$$

Наявність площини симетрії у площини дозволяє розділити її просторовий рух на поздовжнє і поперечне. Поздовжній рух означає вертикальний рух літального апарату без крену або ковзання, коли кермо на пряму та кермо керування креном знаходяться в нейтральному положенні.

Одночасно відбуваються два поступальних і один обертальний рух. Поступальний рух відбувається вздовж вектора швидкості і по нормалі до нього, а обертальний – навколо осі OZ . Власний поздовжній рух характеризується кутом атаки α , кутом похилу траєкторії θ , кутом тангажу ϑ , швидкістю V та висотою польоту H , а також положенням руля висоти δ_B і тягою силової установки P .

Замкнена система рівнянь, яка описує поздовжній рух літака, може бути відділена з повної системи рівнянь з умов, що параметри бокового руху, а також кути відхилення органів управління δ_3, δ_H дорівнюють нулю.

Тоді система рівнянь, що описує ізольований поздовжній рух літака, може бути зведена до вигляду:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P\cos\alpha - Xa - mg\sin\theta; \\ mV\dot{\theta} &= P\sin\alpha + Ya - mg\cos\theta; \\ J_z\dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \alpha &= \vartheta - \theta; \\ \dot{H} &= V\sin\theta. \end{aligned} \tag{2.19}$$

де $mg=G$, g - прискорення сили ваги.

Кінематичне співвідношення $\alpha = \vartheta - \theta$ було отримане з першого геометричного рівняння після перетворення його за формулою віднімання аргументів тригонометричних функцій.

Система рівнянь (2.19) є нелінійною, оскільки містить у собі добутки змінних і тригонометричні залежності, а також вирази для аеродинамічних сил і моментів, як нелінійні функції польоту.

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

Розглянемо це на прикладі. Модель динаміки літака, що здійснює короткоперіодичний рух у поздовжній площині під час польоту на висоті 8000 м зі швидкістю, що відповідає числу Маха 0,9, описується рівняннями

6-го порядку з фазовими координатами : x_1 – кут нахилу траєкторії, x_2 – кут атаки, x_3 – кутова швидкість по тангажу, x_4 – кут тангажу, x_5 – вертикальна швидкість, м/сек, x_6 – відносна висота.

Вимірюються кути атаки та тангажа. Керуючими змінними є: u_1 – кут відхилення елевона, град. $\times 0,1$, u_2 – кут відхилення тангажа, град. Лінійна модель у просторі станів має вигляд $G(s) = C(Is - A)^{-1}$, де набір матриць у просторі станів є таким:

$$A = \begin{bmatrix} -3.257e-02 & -35.6 & -17.4 & -31.1 & 3.251 & -0.7626 \\ 8.257e-05 & -1.4 & 0.883 & -6.26e-04 & -0.171 & -5e-03 \\ 1.234e-02 & 10.22 & -2.63 & 8.758e-04 & -29.6 & 22.46 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -30.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -30.0 \end{bmatrix};$$

$$B^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 30 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 30 \end{bmatrix}; \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Конфігурація літака та його геометрія у вимушеному поздовжньому русі представлена на рис. 2.3.

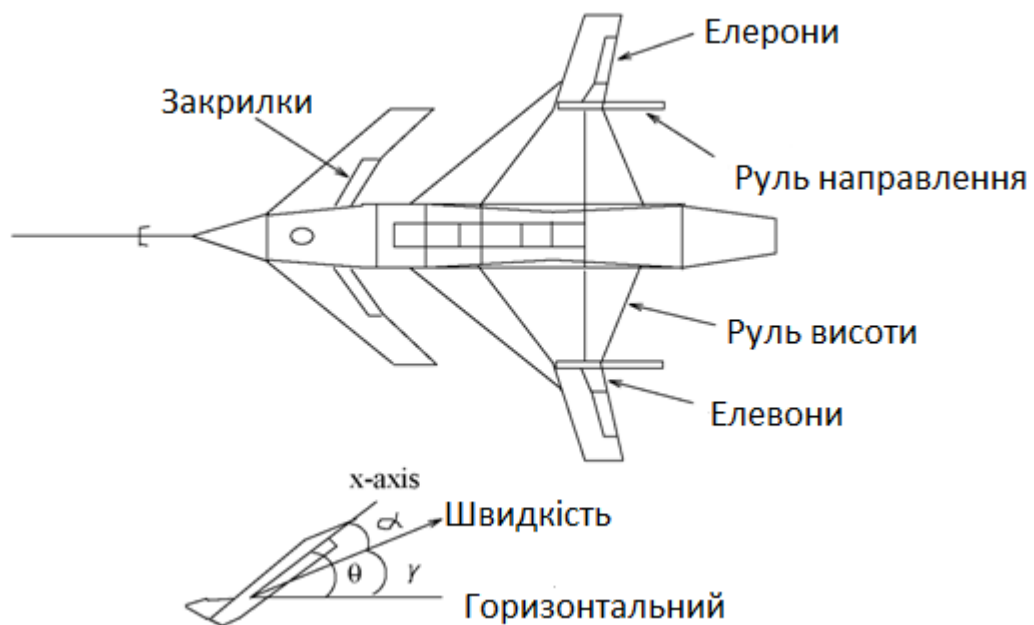


Рис. 2.3. Конфігурація літака та його геометрія у вимушеному поздовжньому русі

Модель динаміки літака, що здійснює довгоперіодичний рух у поздовжній площині описується рівнянням 5-го порядку з фазовими координатами: x_1 – відносна висота, м, x_2 – поступальна швидкість, м/с, x_3 – кут тангажу, град., x_4 – кутова швидкість по тангажу, град./с, x_5 – вертикальна швидкість, м/сек. Вимірюються перші три координати. Керуючими змінними є: u_1 – кут спойлера, град. $\times 0,1$, u_2 – поступове прискорення, м/с², u_3 – кут руля висоти, град. Лінійна модель у просторі станів набуває вигляду $G(s) = C(Is - A)^{-1}$, де набір матриць у просторі станів є таким:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1.2320 & 0 & -1 \\ 0 & -0.0638 & -0.3712 & 0 & 0.0705 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0.0885 & 0 & -0.8656 & -1.0130 \\ 0 & -0.2909 & 0 & 1.053 & 0.6859 \end{bmatrix};$$

$$B^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.12 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 4.42 & 0 & -1.665 \\ 1.575 & 0 & -0.0732 \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; D = [0]$$

Отже, в даному розділі було розглянуто математичну модель динаміки ЛА у короткоперіодичному та довгоперіодичному русі для формування вимог щодо робастного структурного синтезу, який ми будемо використовувати в наступному розділі.

РОЗДІЛ 3. ПРОЦЕДУРА РОБАСТНОГО СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА

3.1 Особливості поздовжнього руху

Поздовжній рух літака – це рух в площині симетрії XOZ. Нехай початковий, безперервний рух літака буде прямим, рівномірним, рівним польотом. Тоді всі сили і моменти, що діють на площину, взаємно врівноважуються за відсутності керуючих впливів і зовнішніх збурень. Якщо керуючий вплив або зовнішнє збурення застосовано до літака, що змушує літак обертатися навколо осі OZ або зміщуватися вздовж осі OX або OY, то поздовжнє переміщення літака буде примусовим, і після усунення керуючого впливу або зовнішнє порушення, воно стане природним. При цьому поздовжній рух буде розвиватися практично незалежно від бічного.

Імітаційна модель для лінеаризованої системи диференціальних рівнянь поздовжнього руху літака представлена на рис. 3.1.

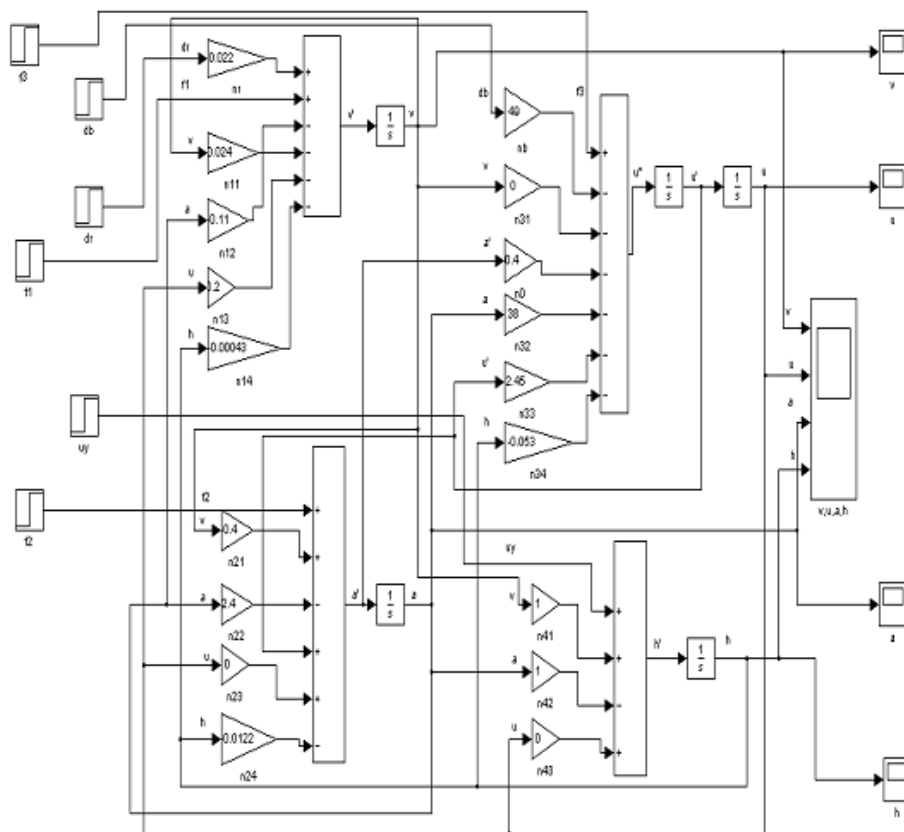


Рис. 3.1. Імітаційна модель руху літака

Розглянемо окремі складові загальної системи.

Спочатку побудуємо машинну модель поперечного руху ОХ (рис. 3.2), де в якості моделі візьмемо передавальну функцію по куту крену



Рис. 3.2. Схема машинної моделі ОХ

Відповідна реакція на задаючу дію зображена на рис. 3.3.

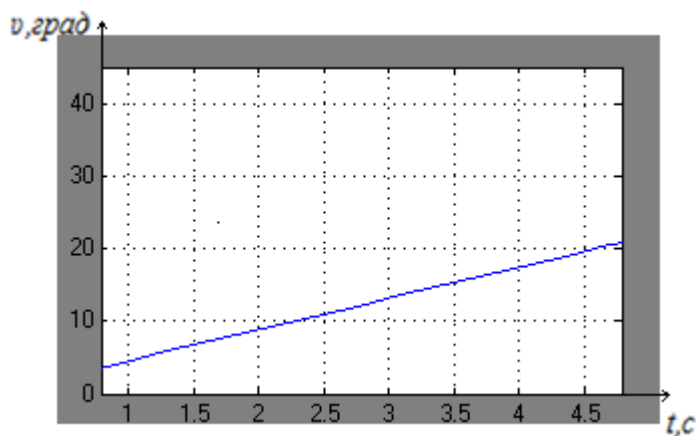


Рис. 3.3. Реакція ОХ на задану дію

Розімкнута система не стійка (обумовлено наявністю інтегратора, отже потрібно замкнути систему одиничної зворотним зв'язком). Побудуємо структурну схему безперервної частини «ОХ + сервопривід» (рис. 3.4):

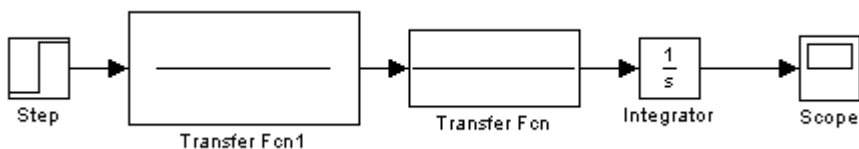


Рис. 3.4. Структурна схема безперервної частини

Для отримання замкненої системи використаємо одиничний зв'язок по куту крену:

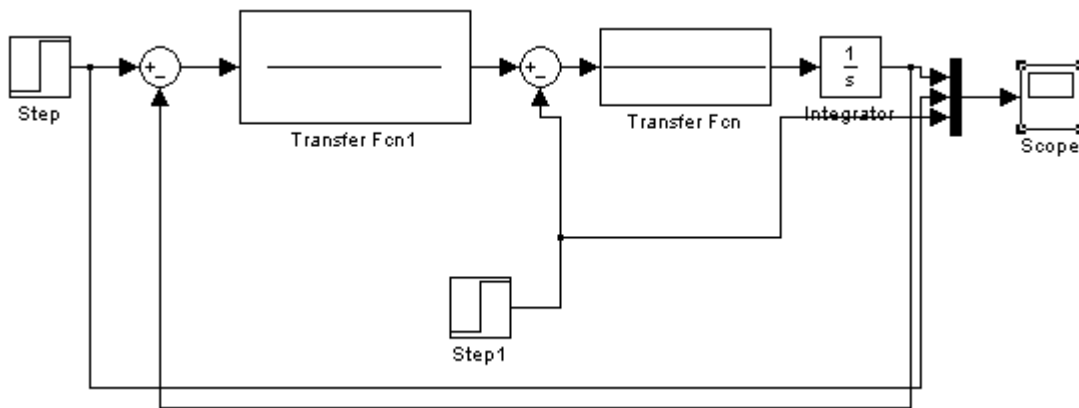


Рис. 3.5. Система з замиканням одиничним зв'язком

У такому вигляді перехідний процес матиме наступні характеристики:

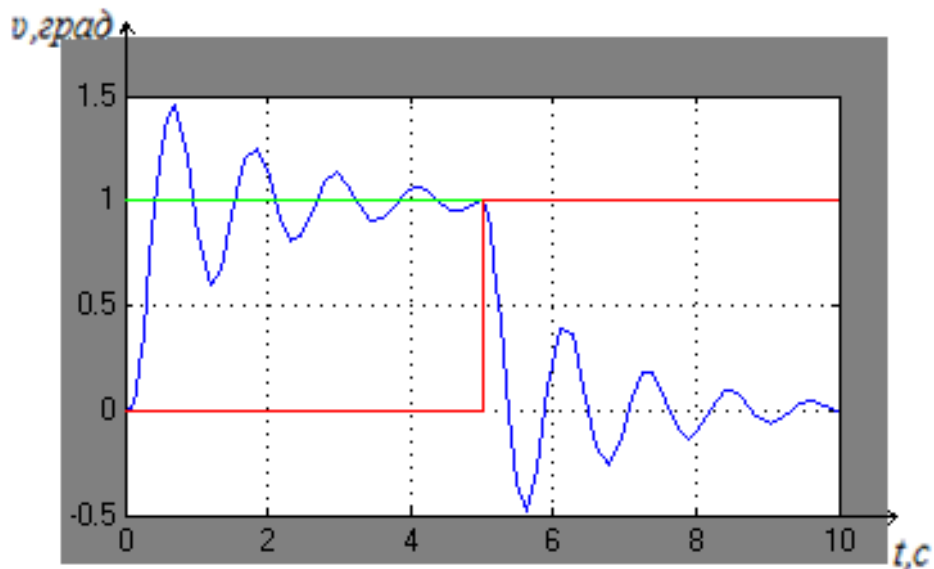


Рис. 3.6. Перехідний процес для замкненої системи

Проте, як видно з малюнку, існує момент різкого переходу, який може негативним чином вплинути на керованість літака. Тому доцільно впровадити додатковий контур керованості за кутовою швидкістю:

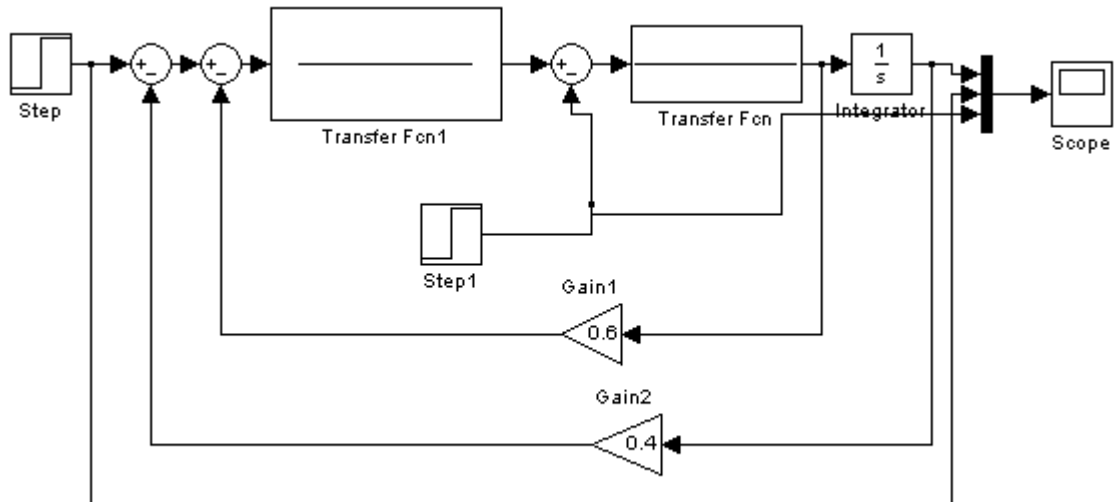


Рис. 3.7. Двоконтурна система стабілізації

В даному вигляді система стабілізації є більш стійкою до зовнішніх збурень і дозволяє стабілізувати літак по крену з більшим запасом міцності.

3.2 Види поздовжнього руху

Існує декілька різновидів поздовжнього руху літака, тому вважаємо за доцільне розглянути декілька з них.

1) Поздовжній збурений рух. Розглянемо поздовжній рух літака, який сформувався в результаті короткочасного відхилення керма висоти. Це призведе до появи приросту нормальної сили на горизонтальному оперенні АУ, яка створить на плече L_{r0} керуючий аеродинамічний момент тангажа $M_{z\delta}$ згідно .

Під дією цього моменту літак почне повертатися щодо тверджень поперечної осі OZ і, отже, змінювати кут тангажу ϑ і кут атаки α . Збільшення кута атаки викличе збільшення нормальної сили OY, яка створить стабілізуючий статичний момент тангажа по куті атаки M_{za} , спрямований на усунення з'явився збільшення кута атаки. Під дією моменту M_{za} літак почне повертатися щодо поперечної осі OZ в зворотну сторону і кут атаки буде зменшуватися.

Обертання літака щодо осі OZ викличе появу демпфуючого моменту тангажа $M_{z\omega}$ і моменту тангажа M_{za} , обумовленого запізненням скоса потоку, спрямованих проти обертання літака. Тому в той момент, коли літак повернеться до первісного куту атаки, кутова швидкість тангажа ω_z буде ще велика і літак проскочить це положення. Тоді приріст кута атаки стане негативним. Направлене вниз приріст нормальної сили OY створить кабрируючий момент і все три моменти M_{za} , $M_{z\omega_z}$, $M_{z\dot{a}}$ будуть гальмувати обертання літака. Коли опускання носа припиниться, моменти $M_{z\omega_z}$, $M_{z\dot{a}}$ стануть рівними нулю, але літак під дією стабілізуючого моменту M_{za} знову почне піднімати ніс.

Цей процес буде повторюватися, і після декількох коливань, викликаних дією певних моментів, літак практично повернеться в початкове положення рівноваги, тобто до вихідних кутів атаки і тангажу. Цей процес відбувається досить швидко, тому поздовжній рух літака по кутовій швидкості тангажа ω_z , куту атаки α і кутку тангажу ϑ називають швидким поздовжнім. Якщо це рух до того ж ще і швидко згасає, то його називають *короткоперіодичним* [20].

Короткоперіодичний рух відбувається відносно центру мас літака без помітної зміни швидкості і зазвичай закінчується протягом декількох секунд.

2) Вимушений поздовжній збурений рух. Розглянемо вимушений поздовжній рух літака, який сформувався в результаті тривалого відхилення керма висоти. Це призведе до появи приросту нормальної сили на горизонтальному оперенні OY і керуючого аеродинамічного моменту $M_{z\delta}$. Літак буде реагувати на керуючий вплив появою стабілізуючого моменту тангажа по куті атаки M_{za} , демпфуючого моменту тангажа $M_{z\omega}$ і моменту тангажа, обумовленого запізненням скоса потоку $M_{z\dot{a}}$. Спочатку процес буде розвиватися аналогічно розглянутому процесу власного поздовжнього обуреного руху. Однак закінчиться він лише тоді, коли після декількох коливань стабілізуючий момент M_{za} врівноважить керуючий момент $M_{z\delta}$, що

може статися при новому значенні кута атаки, що відрізняється від початкового на кут δ й пропорційному відхиленню керма висоти льотчиком $\Delta\delta_v$. При цьому літак знову буде збалансований і точкою докладання підйомної сили знову стане центр мас літака. Розглянутий процес буде відбуватися досить швидко, тому вимушене поздовжнє збурений рух літака на початковому етапі називають швидким, а при наявності загасання—короткоперіодичних.

Зміна кута атаки на величину $\Delta\alpha$ викликає зміну сили лобового опору на величину $X_{a\alpha}$. Це, в свою чергу, призводить до того, що починає змінюватися швидкість літака. Зменшення швидкості на величину ΔV викликає зменшення підйомної сили на величину ΔY_a . Літак почне знижуватися, збільшуючи швидкість. Коливальний рух літака у вертикальній площині при практично незмінному куті атаки, пов'язане зі зміною швидкості V , є повільним поздовжнім рухом. Якщо це рух загасає, то його називають *довгоперіодичним* [20].

Довгоперіодичний рух — це рух центру мас літака і зазвичай завершується за десятки або сотні секунд. Тривале переміщення може проявлятися не тільки у вимушеному, а й у порушеному власному поздовжньому русі. Однак в даному випадку це не так чітко видно.

3.3 Характеристика сингулярних величин

Для МІМО систем команда `bode` будує масив характеристик - залежності між кожним входом і кожним виходом, кожна з яких має своє значення M_r . У той же час доцільно мати певний єдиний показник для оцінки таких якостей МІМО як коливальність і робасність. Таким показником є сингулярні величини. Для матриці A з комплексними елементами розміру $m \times n$ це p позитивних квадратних коренів з власних значень матриці $A^* A$, де

A^* - транспонована матриця з комплексно спряженими елементами, $p = \min(m, n)$:

$$\sigma_i = \sqrt{\text{eig}_i(A^* A)} \quad (3.1)$$

$i = 1 \dots p$, причому $\sigma_1 > \sigma_2 > \dots$. У нашому випадку елементи матриці A є передавальні функції, тобто являються функціями $s = j\omega$, отже, і σ_i є функції ω . Команди `sigma(A)` або `sigma(sys)` і будують ці функції. Для SISO команди `bodemag` і `sigma` дають однакові характеристики. Особливе значення має характеристика для σ_1 . Її максимум називається infinity-нормою і позначається як $\|A\|_\infty$. Ця величина, яка використовується для MIMO систем, є аналогом величини M_r для SISO систем і збігається з нею в цьому останньому випадку. Позначимо σ_p мінімальну величину σ_j . Наведемо основні співвідношення для сингулярних величин:

$$\sigma_1 = \max_x \|Ax\|_2 \text{ при умові } \|x\|_2 = 1. \quad (3.2)$$

Тут під $\|\bullet\|_2$ розуміється евклидова норма вектора, тобто його довжина, що дорівнює кореню квадратному із суми квадратів його проєкцій. Наведене співвідношення означає наступне. Якщо надавати вектору x одиничної довжини різні положення, то і довжина «вихідного» вектора Ax буде змінюватися. При знаходженні вектора x в найбільш «вдалому» положенні, коли довжина «вихідного» вектора максимальна, ця довжина і буде дорівнює σ_1 .

$$\sigma_p = \min_x \|Ax\|_2 \text{ при умові } \|x\|_2 = 1. \quad (3.3)$$

Таким чином, σ_p – довжина вихідного вектора Ax в найбільш невдалому положенні x .

Значення абсолютних величин власних значень матриці A укладені між σ_p та σ_1 .

Якщо зворотна матриця A^{-1} існує, то

$$\sigma_p = 1/\sigma_1(A^{-1}). \quad (3.4)$$

$$\sigma_1(A+B) \leq \sigma_1(A) + \sigma_1(B). \quad (3.5)$$

$$\sigma_1(AB) \leq \sigma_1(A) \sigma_1(B). \quad (3.6)$$

$$\sum_{i=1}^n \sigma_i^2 = Sp(A * A). \quad (3.7)$$

Тут Sp означає слід матриці – сума її елементів, що стоять на головній діагоналі.

З використанням цієї норми, та отриманням її можна скористатися командою $[ninf, fpeak] = norm(A, inf)$, яка повертає значення норми $ninf$ і частоту $fpeak$, при якій цей максимум досягається.

3.4 Синтез робастного регулятора системи управління короткоперіодичним рухом літака

$$W1 = \begin{bmatrix} 1/(s + 0.01) & 0 \\ 0 & 1/(s + 0.01) \end{bmatrix}, W2 = 0$$

$$W3 = \begin{bmatrix} s^2/1000 & 0 \\ 0 & (\tau s + 1)s^2/1000 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Вхідні в рівняння коефіцієнти є функціями аеродинамічних параметрів і схильні до істотних змін. Тому система повинна бути досить робастною: допускається мультиплікативная невизначеність не менше 50%. Смуга пропускання близько 10 рад / с. Бажано зменшити взаємну зв'язок обох каналів, при цьому кожен вхід замикається за своїм виходу. Система повинна бути досить добре демпфированою. На рис. 3.8, наведено сингулярні величини SV для обох каналів, а також вагові функції (зворотні величини). Об'єкт має полюси (в тому числі нестійкі): $p_1 = -5.67, p_2 = 0.258, p_3 = p_4 = -30, p_5, p_6 = 0.69 \pm j0.249$ та один нуль $z = 0.021$

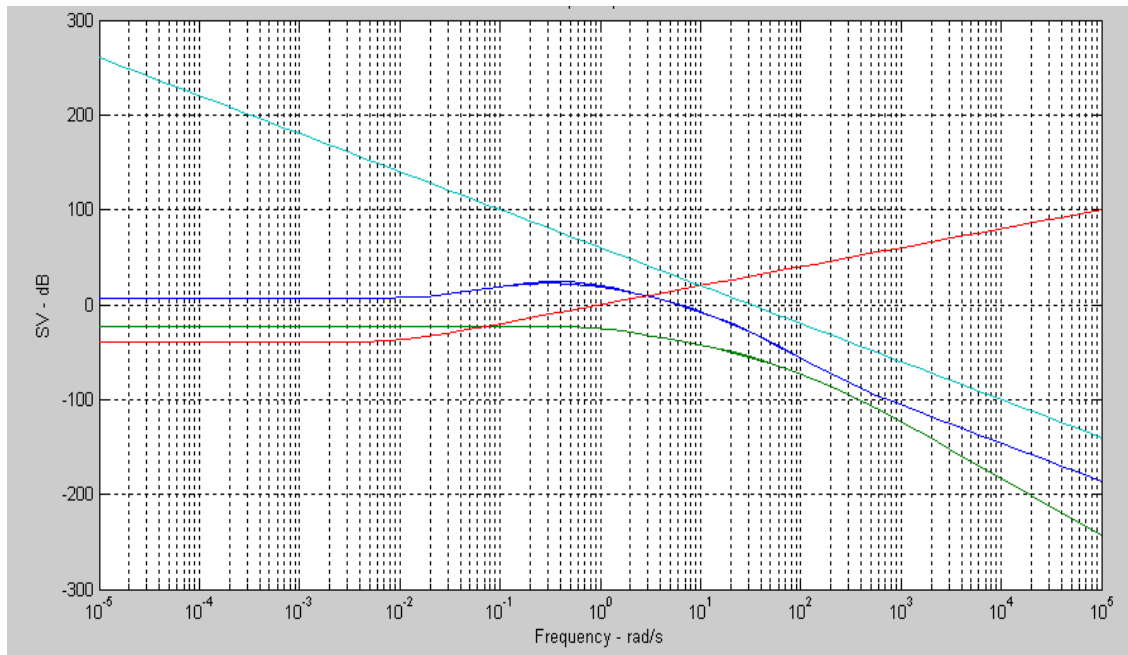


Рис. 3.8. Графік сингулярних величини SV.

Створюється розширений об'єкт TSS, потім виконується команда пошуку оптимального рішення `hinfort`, яка знаходить $\gamma_{opt} = 6.06$, а також передавальну функцію замкненої розширеної системи `sscl` і відповідний регулятор `sscr` 8-го порядку ; система `ss_ft` характеризує передавальну функцію замкненої системи, що складається з послідовного з'єднання регулятора `sscr` і об'єкта `ssg`, замкнутих одиничної зворотним зв'язком по кожному з двох каналів; `ss_fs` - передавальна функція чутливості. На рис. 3.9 наведено графік сингулярних величин T_{ylul} , ця характеристика дійсно близька до повно діапазонної.

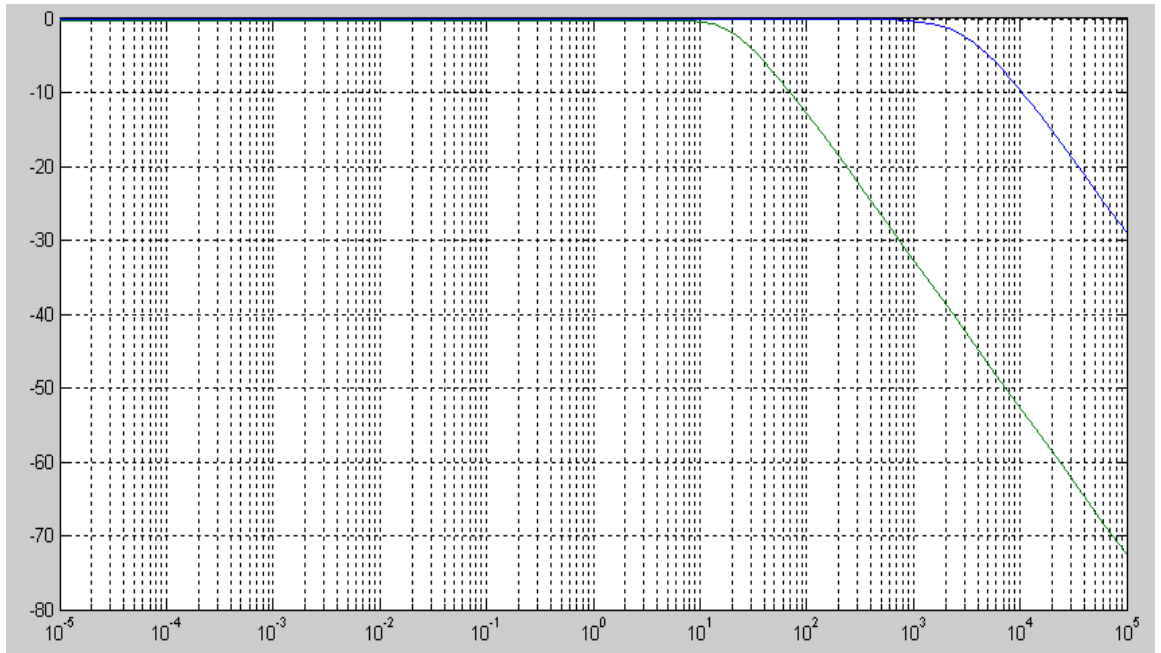


Рис. 3.9. Графік сингулярних величин $T_{y_{tul}}$

На рис. 3.10 смуга пропускання з графіка для T 10-12 рад / с, з цього ж графіка $\|T\|_{\infty} = \text{antilog}(2.5 / 20) \approx 1.33$, так що допустима мультиплікативна невизначеність порядку $1 / 1.33 \approx 75\%$.

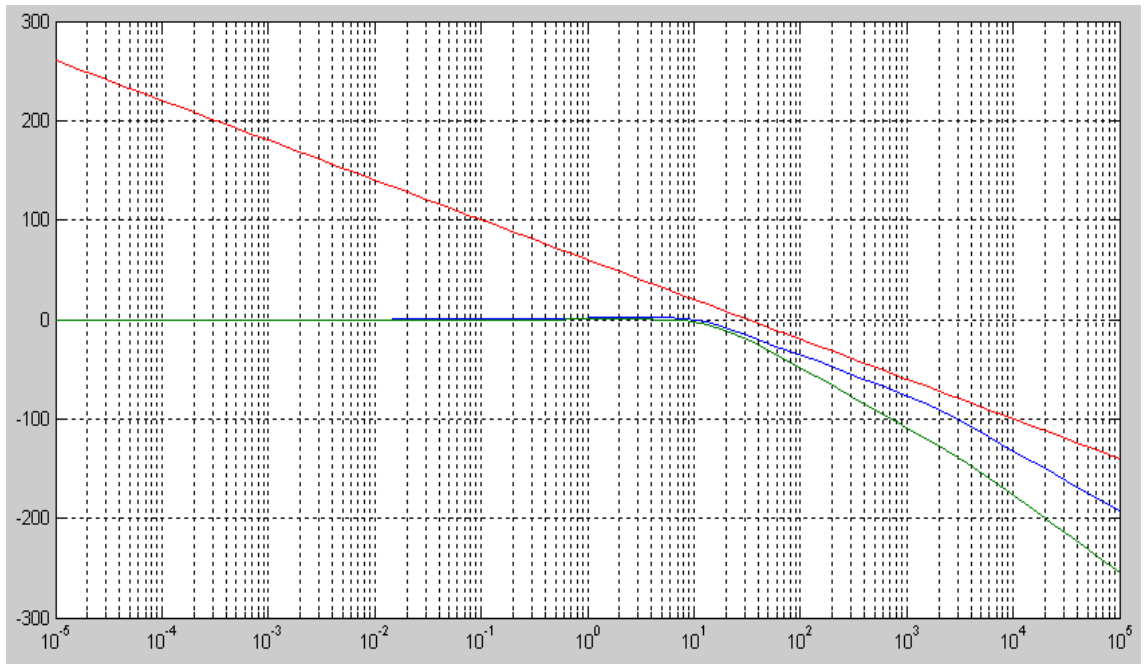


Рис. 3.10. Частотна характеристика замкнутої системи управління короткоперіодичного руху літака

На рис. 3.11 наведено графік функцій чутливості, а на рис. 3.12 - графіки перехідних процесів при ступінчастому зміні завдання на кожному вході.

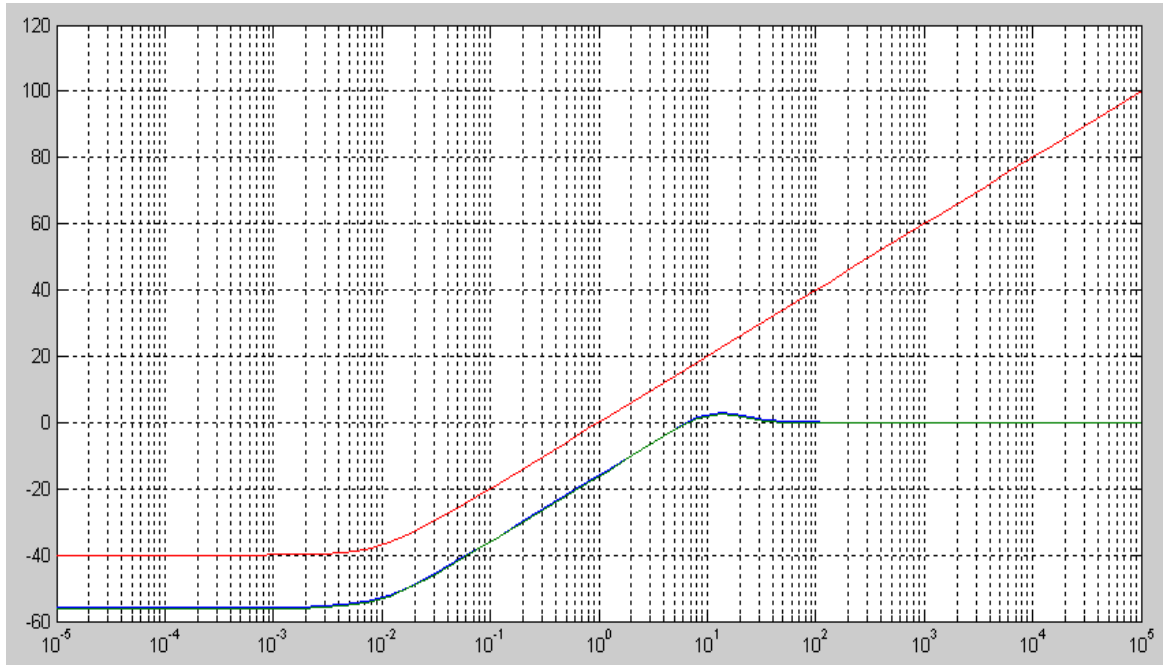


Рис. 3.11. Функція чутливості системи управління короткоперіодичного руху літака

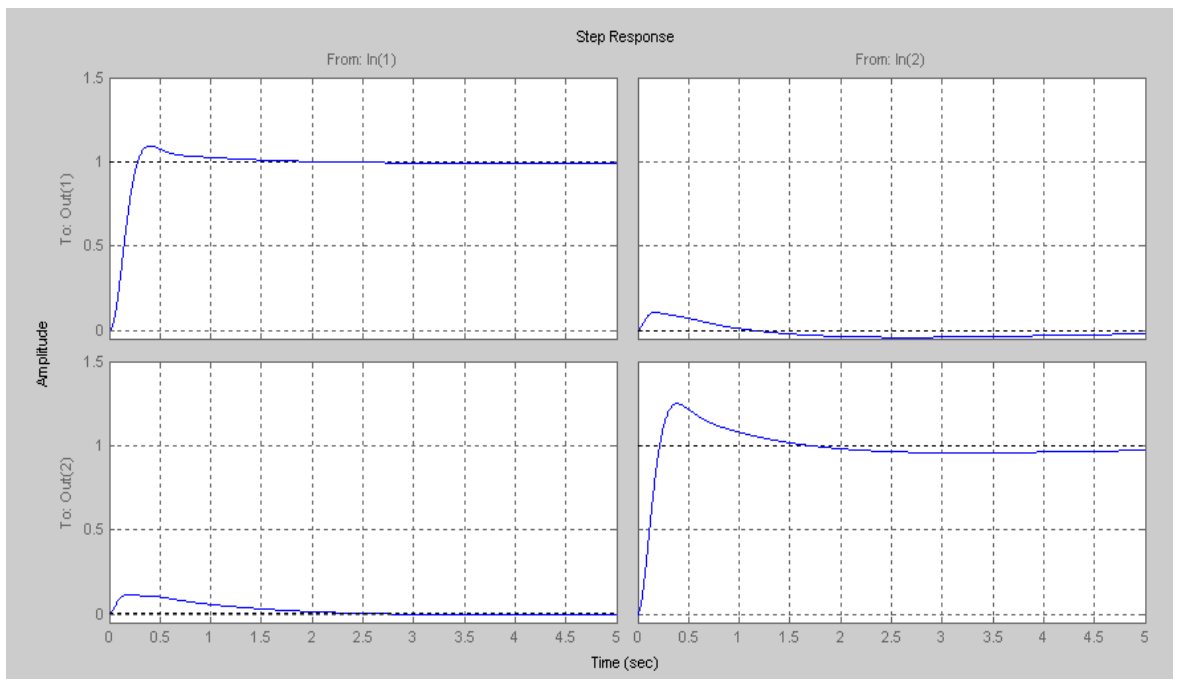


Рис. 3.12. Перехідні процеси короткоперіодичного руху

Видно, що процеси добре демпфовані, а взаємний вплив каналів невеликий. Таким чином, вимоги до проектування виконані.

Рівняння регулятора системи управління короткоперіодичним рухом ЛА:

a =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6	x7	x8
x1	-309.9	-1260	39.49	134.9	-817.1	-363.9	3353	2.323e+005
x2	-404.9	-1692	58.55	110.3	-1030	-375.3	2902	2.912e+005
x3	0.9749	3.498	-7.5	-2.135	-17.07	-0.6341	-40.74	4716
x4	0.1373	2.808	0.6413	-4.808	0.4159	6.33	-99.25	-233.1
x5	-0.5833	-2.31	-0.4092	0.008545	-2.909	-0.6434	1.636	811.6
x6	0.2327	-0.5382	-0.8434	1.751	-0.4817	-2.355	35.41	176.7
x7	-0.1815	0.3839	0.2708	-1.489	0.781	1.434	-27.19	-236.2
x8	-0.3486	0.2077	-6.973	-2.198	15.71	-3.825	-8.452	-3545

b =

	u1	u2
x1	7e-005	-9.16e-005

x2	-0.0001907	0.0001466
x3	-0.06574	-0.03808
x4	0.7135	-0.4919
x5	12.2	22.31
x6	36.8	-19.77
x7	-21.59	17.09
x8	46.19	97.85

c =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6	x7	x8
y1	2.216	6.376	-0.2978	0.8269	3.023	-0.5005	16.94	-
y2	-16.68	-73.14	2.332	7.008	-46.8	-19.84	176.2	-

825.1
1.329e+004

d =

	u1	u2
y1	0	0
y2	0	0

За допомогою команди `sscr` отримано регулятор ,пониживши до 5-го порядку:

a =

	x1	x2	x3	x4	x5
x1	-1.205e+004	5.32e+004	-6.151e+004	9.721e+004	-6636
x2	-460.9	2021	-2336	3691	-246.3
x3	4410	-1.946e+004	2.249e+004	-3.555e+004	2420
x4	2285	-1.02e+004	1.18e+004	-1.866e+004	1318
x5	3523	-1.555e+004	1.798e+004	-2.841e+004	1937

b =

	u1	u2
x1	2.414	-2.835
x2	6.879	46.04
x3	24.72	-29.83
x4	89.41	134.1
x5	-67.85	28.9

c =

	x1	x2	x3	x4	x5
y1	37.49	-159.3	183.6	-291.7	17.04
y2	-581.7	2580	-2983	4713	-326.3

d =

	u1	u2
y1	0	0
y2	0	0

3.5 Синтез робастного регулятора системи управління довгоперіодичного руху літака

Система має полюси $-0.78 \pm 1.03j$, $-0.0176 \pm 0.1826j$, 0 . Вагові частотні функції вибрані наступним чином:

$$W1(s) = \frac{1}{s+0.01} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 10(0.02s+1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, W3(s) = \frac{s^2}{k} \text{diag}(3) \quad (3.19)$$

Графіки сингулярних величин SV і частотних характеристик наведені на рис. 3.13, 3.14

Друга частина програми практично не відрізняється від попередньої, тільки одинична матриця для замикання системи має розмір 3, а не 2, як в динаміці літака по поздовжній осі. Команда `hinfort` знаходить оптимальне значення γ , рівне 4,97, відповідні характеристики функції вартості наведені на рис. 3.14, видно, що вони близькі до повнодіапазонної. Регулятор `sscp` виявляється 8-го порядку, але команда `mineral(sscp)` в даному випадку дає можливість зменшити її на 1.

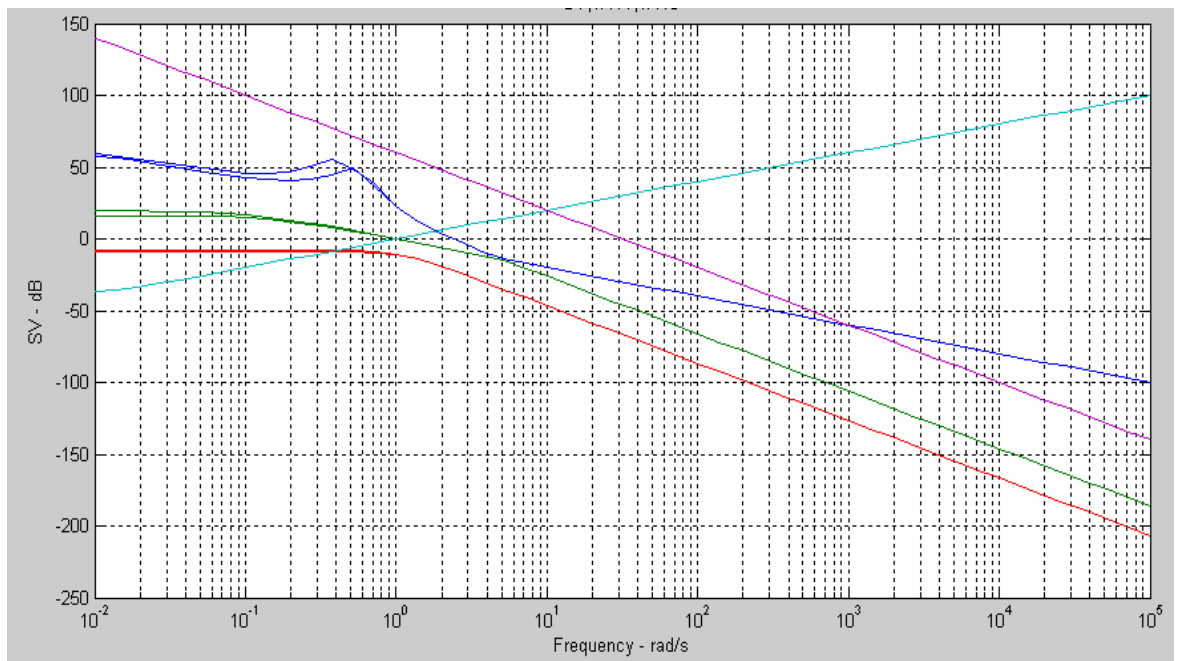


Рис. 3.13. Графік сингулярних величини SV

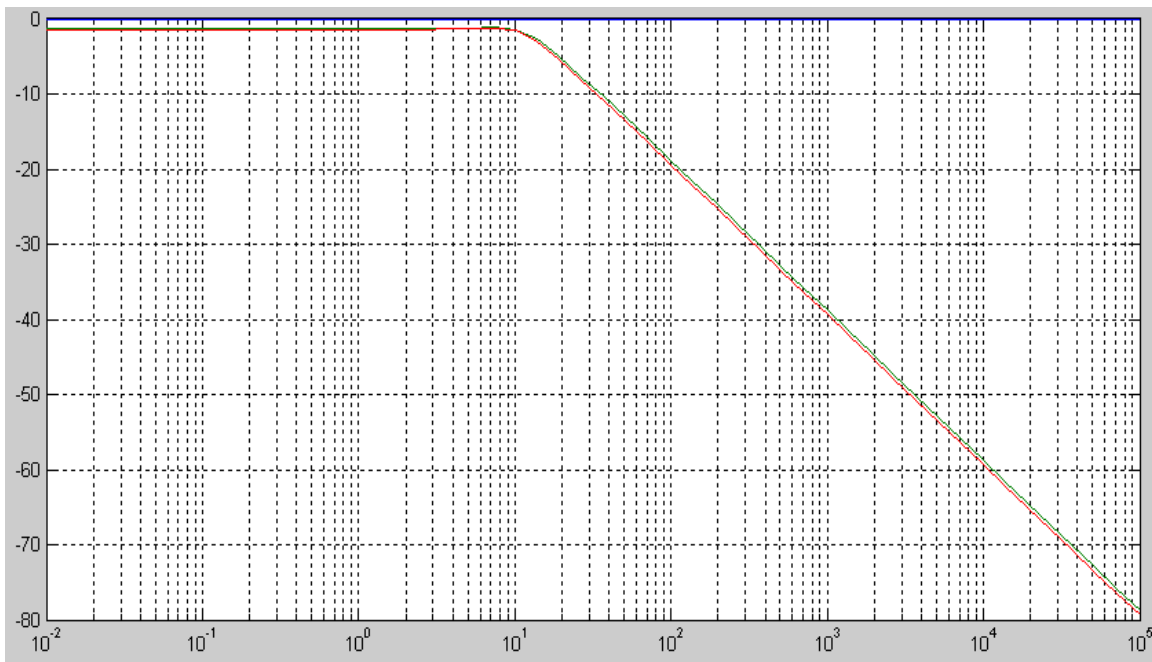


Рис. 3.14. Графік сингулярних величин T_{ylul}

На рис. 3.15 наведені характеристики замкнутої системи. Максимум функцій $|T(j\omega)| = 1$, так що допустима мультипликативна невизначеність в 100%. На рис. 3.16 наведено графік функцій чутливості, а на рис. 3.10 - графіки перехідних процесів при ступінчастому зміні завдання на кожному вході.

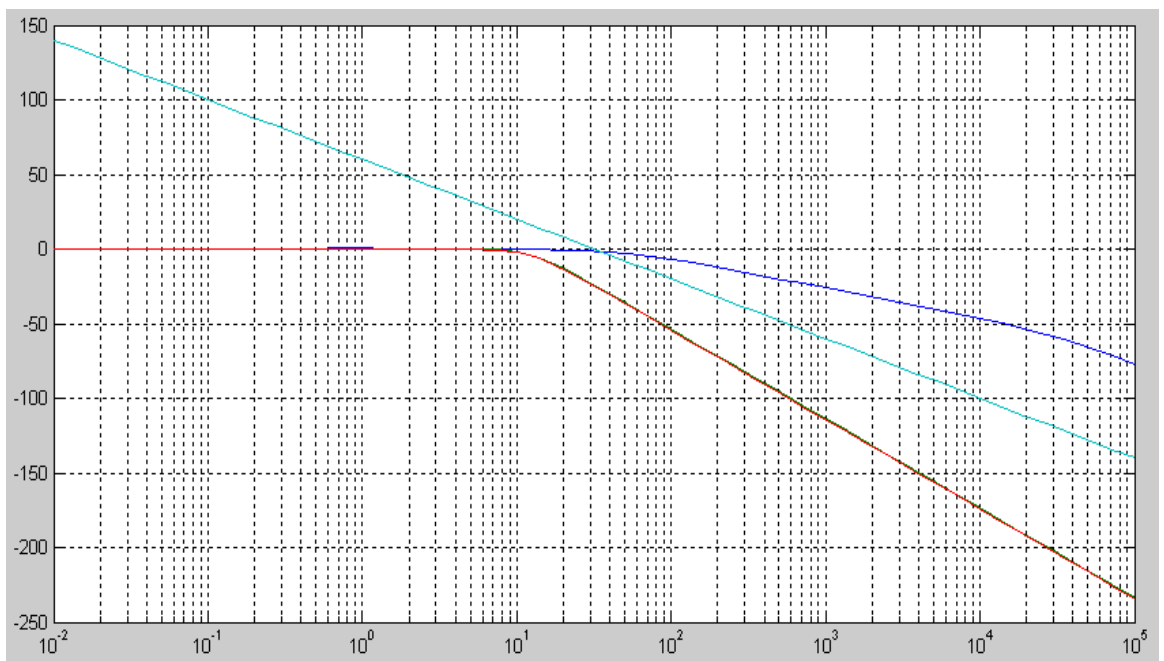


Рис. 3.15. Частотні характеристики замкнутої системи управління довгоперіодичного руху літака

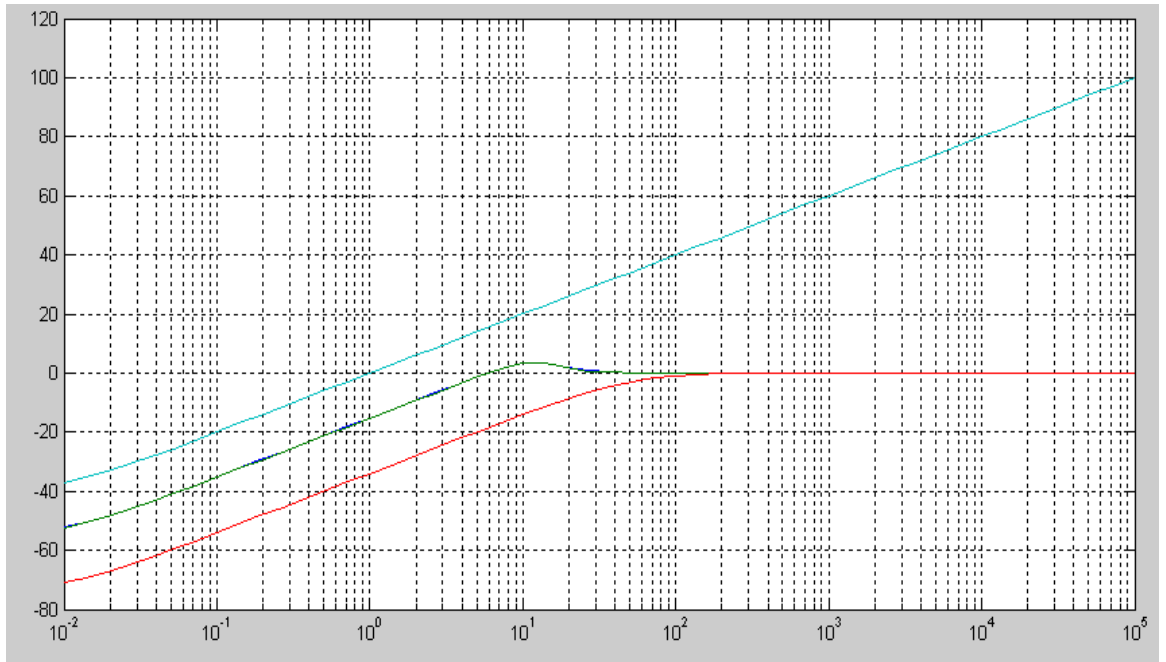


Рис. 3.16. Функції чутливості системи управління довгоперіодичного руху літака

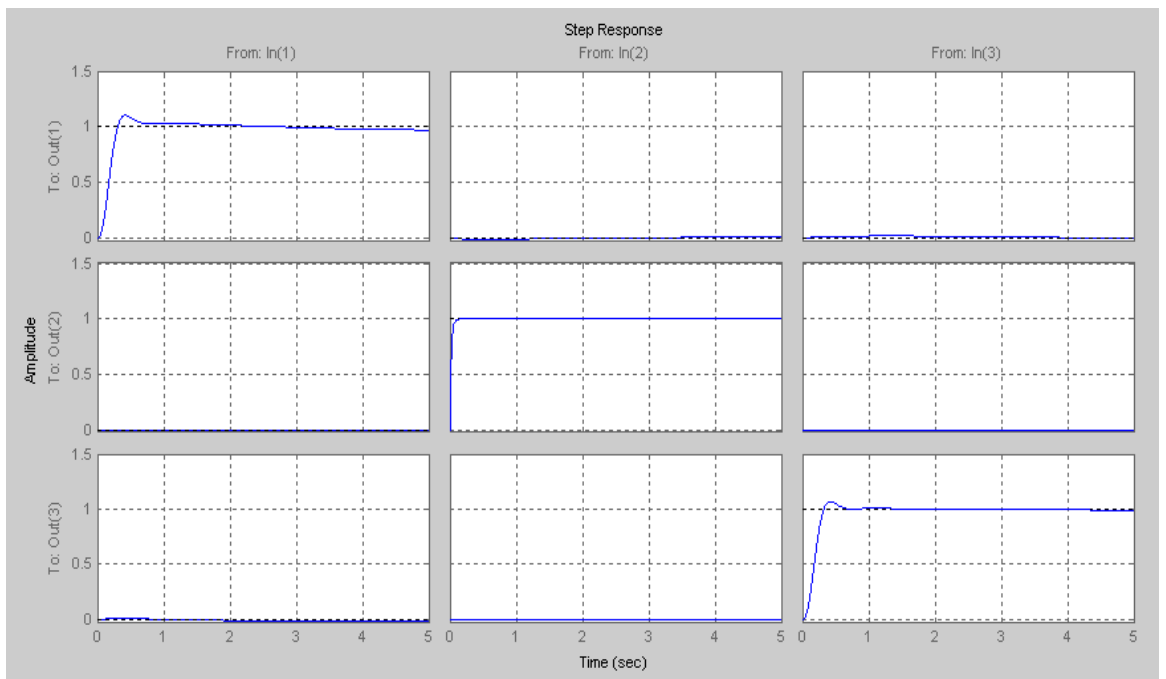


Рис. 3.17. Перехідні процеси довгоперіодичного руху літака.

Видно, що процеси добре демпфовані, а взаємний вплив каналів відсутній.

Рівняння регулятора системи управління довгоперіодичним рухом ЛА:

	x1	x2	x3	x4	x5	x6	x7
x8							
x1	-0.01	0	1.232	0	-1	0	0
0							
x2	0	-0.0738	-0.3712	0	0.0705	4.804e+004	-
9.372e+004	1.17e+005						
x3	0	0	-0.01	1	0	0	0
0	0						
x4	0	0.0885	0	-0.8756	-1.013	3.66	-
91.6	-61.23						
x5	0	-0.2909	0	1.053	0.6759	251.2	-
557.6	555.9						
x6	0	0	0	0	0	-1.905e+004	-
3.725e+004	-4.632e+004						
x7	0	0	0	0	0	1103	-
2154	2692						
x8	0	0	0	0	0	0	-1755
3390	-4298						
x9	0	0	0	0	0	4958	-
9658	1.209e+004						
x10	0	0	0	0	0	0	-3125
6087	-7618						
x11	0	0	0	0	0	0	-2.653e+004
5.169e+004	-6.469e+004						
x12	0	0	0	0	0	0	-1.844e+004
3.592e+004	-4.496e+004						

	x9	x10	x11	x12
x1	0	0	0	0
x2	-1.839e+004	-3148	1967	2270
x3	0	0	0	0
x4	68	139.1	-2.321	-5.279
x5	-80.92	-261	34.39	19.56
x6	7244	1325	-793.9	-902
x7	-426.8	-90.14	47.24	52.83
x8	683.4	53.1	-63.79	-80.99
x9	-1917	-430.1	209.5	238.2
x10	1202	184.7	-125	-147.3
x11	1.02e+004	1705	-1078	-1253
x12	7088	1185	-749	-871.1

b =

	u1	u2	u3
x1	0	0	0
x2	0	-2.185e-015	0
x3	0	0	0
x4	0	8.152e-016	0
x5	0	-2.288e-015	0
x6	0.9175	2.146	-0.07932
x7	5.176	-5.495	-8.383
x8	3.648	6.943	-5.991
x9	-1.637	-1.352	4.207
x10	6.121	-0.02231	3.903
x11	1.252	-0.5577	-5.499
x12	-1.442	-0.2021	8.279

c =

x1 x2 x3 x4 x5 x6 x7 x8 x9 x10 x11 x12

y1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
y2	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
y3	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0

d =

	u1	u2	u3
y1	0	0	0
y2	0	0	0
y3	0	0	0

За допомогою команди `sscr` отримано регулятор ,пониживши до 5-го порядку:

a =

	x1	x2	x3	x4	x5
x1	-1245	1006	1460	1291	23.31
x2	4.704e+004	-3.804e+004	-5.528e+004	-4.893e+004	-907.3
x3	-2.621e+004	2.119e+004	3.081e+004	2.73e+004	503.8
x4	1.953e+004	-1.579e+004	-2.296e+004	-2.033e+004	-377.4
x5	1.76e+004	-1.422e+004	-2.059e+004	-1.809e+004	-353

b =

	u1	u2	u3
x1	2.098	4.82	7.618
x2	-4.368	-3.021	4.208
x3	-0.3983	-5.787	4.218
x4	5.911	-4.492	-0.592
x5	0.3949	0.5149	-5.895

c =

	x1	x2	x3	x4	x5
y1	197.6	-176.1	-335.2	-460	12.37
y2	7.77e+004	-6.282e+004	-9.129e+004	-8.078e+004	-1503
y3	495.6	-448.5	-882.7	-1258	38.38

d =

	u1	u2	u3
y1	0	-1.683e-015	0
y2	0	-2.387e-015	0
y3	0	-4.957e-015	0

Отже, в даному розділі було розглянуто процедуру структурного робастного синтезу що включає в себе характеристику сингулярних величин, алгоритм робастного структурного синтезу. Провели синтез робастного регулятора системи управління для короткоперіодичного та довгоперіодичного руху літака та отримали рівняння регулятора системи управління.

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Дослідження і постановка проблем

Під час експлуатації авіаційної техніки забруднюється ґрунт, водойми та атмосферне повітря. Специфіка впливу повітряного транспорту на навколишнє середовище проявляється значною дією шуму та значним викидом різноманітних забруднюючих речовин. Важливим аспектом впливу повітряного транспорту на екологічну ситуацію є викиди авіаційних двигунів і стаціонарних джерел. Крім того, авіація має ряд відмінностей від інших видів транспорту: використання переважно газотурбінних двигунів призводить до іншого характеру процесів і структури вихлопних газів; використання гасу як палива змінює компоненти забруднюючих речовин; Польоти літаків на великій висоті розсіюють продукти горіння у верхніх шарах атмосфери та на великих територіях, зменшуючи їх вплив на живі організми.

4.2. Узагальнення шляхів вирішення проблеми забруднення атмосфери авіаційним транспортом

Проблема забруднення атмосфери авіаційним транспортом не вичерпується лише вивченням і оцінкою впливу газових і аерозольних продуктів згоряння авіаційних двигунів на озоновий шар. Існує кілька аспектів прояву наслідків такого забруднення:

- фотохімічний: виражений у зміні співвідношення між концентраціями малих, але важливих складових атмосферного повітря внаслідок протікання фотохімічних реакцій. Тобто ріст одних атмосферних газів (а також аерозолів) супроводжується зменшенням інших газових компонентів повітря;

- радіаційний: коливання в складі парникових газів (вуглекислого газу CO₂, водяної пари H₂O, озону O₃, метану CH₄ і ін.), аерозолів і особливо утворення перистих хмар ведуть до зміни теплового і радіаційного балансів системи Земля-атмосфера, а отже, і до зміни температури повітря в атмосфері та і на земній поверхні;
- біологічний: виражений впливом потоку біологічно активного ультрафіолетового випромінювання на рівні поверхні Землі, інтенсивність якого залежить від товщини озонового шару. Як відомо, ультрафіолетове випромінювання є небезпечним для здоров'я людей, тварин та знижує продуктивність деяких видів рослин.

Таким чином, фактом залишається те, що викиди авіаційних двигунів впливають на життєво важливі елементи екосистеми: якість повітря, його температуру, атмосферну циркуляцію і клімат, потік ультрафіолетової радіації. Газотурбінні двигуни, що переважно застосовуються на сучасному повітряному транспорті, є вагомими споживачами вуглеводневих палив і атмосферного кисню, одночасно являються джерелами забруднення атмосфери відпрацьованими газами. В суміші продуктів згорання палива з надлишком повітря міститься ряд шкідливих речовин, що регламентуються санітарно-гігієнічними нормами і вимогами Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО).

Останнім часом на практиці для зменшення шкідливих викидів в атмосферу широко застосовується метод скорочення кількості працюючих авіадвигунів під час руління повітряного судна в зоні аеропорту.

Збільшення вмісту вуглеводнів у паливі, як правило, супроводжується збільшенням його в'язкості, щільності, поверхневого натягу, що погіршують розпил і випаровування палив. Отже, на двигунах повинно спостерігатись взаємно протилежний вплив палив на емісію NO_x на режимах малого газу і

максимальному режимі. Паралельно з вивченням природи шкідливих викидів і механізму їх впливу на навколишнє середовище є доцільним продовжувати розробку нових камер згорання і нових концепцій двигунів. Конструкційні зміни в камерах згорання повинні бути направлені на підвищення повноти згорання палива. Під час проектування авіаційних двигунів брати за основу такі сучасні камери згорання, як: гомогенні, із змінною геометрією, гібридні, струйно-стабілізаторного типу, каталітичні.

Закономірність утворення NOx в камерах згорання газотурбінних двигунів визначає два основних шляхи зниження емісії указаних оксидів:

- зниження температури в першій зоні камери згорання;
- зменшення часу перебування газів в зоні високих температур.

Варто також звернути увагу на можливість упровадження та використання на авіаційному транспорті альтернативних палив. Так, відомо, що одним із «чистих» палив є водень, і так звані криогенні палива. Незважаючи на недоліки водню як транспортного палива, пов'язані з його низькою щільністю та низькою температурою кипіння (20 К), він вважається більш перспективним для повітряного транспорту, ніж для інших видів. При цьому, чим більша швидкість та маса літака, тим доцільніше використання двигунів, які працюють на водні.

Нафтопродукти належать до категорії небезпечних відходів. Їх збір та утилізація в більшості промислово розвинених країн регулюються відповідними законами, екологічними стандартами та економічними умовами. Підвищена увага до виконання цих законів зумовлена значними обсягами та високою екологічною небезпекою нафтопродуктів, що використовуються у якості авіаційного палива, а також їх цінними властивостями як вуглеводневмісної сировини. Добре відлагоджений механізм рециклінгу зумовлює їх повернення у виробництво або сектор споживання у вигляді вторинних продуктів чи напівпродуктів, що

забезпечує реальну економію ресурсів у країнах – імпортерах нафтопродуктів.

Авіапідприємства зобов'язані:

– або самостійно забезпечити збирання видалення знешкодження та утилізацію відпрацьованих мастил та залишків нафтопродуктів;

– або укласти договори про виконання робіт із організації збору, видалення, знешкодження та утилізації відпрацьованих мастил із уповноваженим підприємством, що належить до сфери управління Міністерства екології та природних ресурсів чи інших суб'єктів господарювання;

– або укласти аналогічний договір із підприємством, яке має ліцензію на право провадження діяльності у сфері поводження з зазначеними видами відходів.

Тобто, виконання робіт можливе власними силами або ж силами підрядних організацій.

4.3. Методичні основи функціонування підсистеми «ГІС – забруднення атмосферного повітря»

Підсистема «ГІС - забруднення атмосферного повітря» призначена для моделювання викидів, розподілу і впливу забруднюючих речовин (ЗР) з точкових, лінійних і просторових джерел в атмосферному повітрі, оцінюючи прями та майбутні наслідки ситуацій екстремального забруднення.

Сценарій повітряного руху охоплює злітно-посадковий цикл повітряного судна (ЗПС), транспортні послуги аеропорту, аеропортове обладнання та установки для технічного обслуговування та ремонту перед зльотом і після посадки, літаки та/або авіаційні двигуни і тестові операції над обладнанням.

Поля концентрації небезпечних речовин у повітрі розраховуються для контрольного списку для оцінки екологічної якості авіаційних двигунів і виводяться відповідно до методології оцінки валових викидів повітряних суден та окремих авіадвигунів під час їх технічного обслуговування. Шляхом стандартизації викидів забруднювачів повітря ІСАО представила концепцію стандартної системи контролю забруднення повітря, яка охоплює всі операції літака від запуску двигунів до висоти 915 м, а також від заходу на посадку з висоти 915 м до зупинки двигуна після приземлення літака. Значення відносної тяги двигунів на ступенях (режимах), що їх характеризують, є середньостатистичними для світового парку ЛА, а значення тривалості ступенів ЗПЦ ІСАО орієнтовані на великі міжнародні аеропорти.

Основними факторами, що визначають забруднення атмосферного повітря в результаті викидів пилу від авіаційних двигунів в районі авіалінії, є: тип повітряного судна і тип двигуна авіаційної силової установки; режим роботи двигуна та режим польоту (руху по аеродрому) ПС на досліджуваному етапі ЗПЦ; схеми розподілу та руху літаків на аеродромі; метеорологічні умови; топографічні умови - вид поверхні, її шорсткість. Для оцінки миттєвого значення концентрації ЗР в атмосферному повітрі з ЛА використовується модель рухомого точкового джерела на основі розв'язку нестационарного рівняння турбулентної дифузії. На окремих етапах ЗПЦ методика дозволяє розраховувати концентрації ЗР від стаціонарних, лінійних і планарних джерел. Інтеграція модельних рішень для всіх джерел в характерному інтервалі усереднення (20 хвилин, 24 години або рік) з подальшою нормалізацією за значенням інтервалу усереднення дозволяє оцінити характерні середні значення концентрації ЗР для порівняння з ГДК досліджуваних речовин.

4.4. Послідовність розрахунку викидів і концентрацій ЗР

За даними служб аеропорту, будуються масиви просторових точок, в яких заходилося ПС під час ЗПЦ. Кількість таблиць залежить від кількості сценаріїв руху ПС.

1. Перш за все, визначаються валові викиди забруднюючих речовин основних типів ПС.

2. Маса викиду кожного типу забруднюючих речовин від даного типу повітряного судна визначається як сума мас ЗР в результаті кожного залпу. За формулами визначається поле концентрації ЗР у всій розрахунковій зоні від одного залпового викиду.

3. Кількість залпів від ПС визначається обраною просторовою дискретністю. Для визначення загальної концентрації шкідливих речовин з одного ЗПЦ підсумовуються відповідні середні концентрації з усіх залпів, одні й ті самі концентрації створюють повну картину поля концентрацій на даній території. Якщо присутні два або більше ПС, концентрації підсумовують шляхом додавання відповідних компонентів домішок.

4. При проведенні випробувань двигунів додатково враховується розміщення випробувальних стендів авіадвигунів в аеропорту (як точкових джерел).

5. Залежно від того, які концентрації визначаються (залежно від усереднення ГДК), проводиться моделювання для відповідних сценаріїв з використанням відповідних середніх.

6. За результатами отриманих значень концентрацій у вузлах сітки будуються ізолінії концентрацій ЗР (у частках ГДК або в абсолютних значеннях - в залежності від потреб) і створюються відповідні зображення. Також визначаються значення концентрацій ЗР в окремих точках.

4.5. Розрахунковий приклад

Маса викидів шкідливих речовин у зоні аеропорту розраховується для режимів злітно-посадочного циклу. Характеристики режимів та їхня тривалість наведені в табл.4.1.

Таблиця 4.1

Типовий ЗПЦ режимів роботи авіадвигунів

Номер режиму	Характеристики режимів	Відносна тяга, R	Тривалість режиму t, хв.
1	Запуск, холостий хід перед злетом (режим малого газу)	0,07	15,0
2	Зліт	1,0	0,7
3	Набір висоти	0,85	2,2
4	Захід на посадку з висоти 1000 м	0,3	4,0
5	Руління після посадки (режим малого газу)	0,07	7,0

Розрахунок маси річних викидів CO і NO_x виконуємо за відповідними формулами:

$$M_1 = M_{1Н} + M_{1ВП}$$

$$M_2 = M_{2Н} + M_{2ВП}$$

де $M_{1Н}$, $M_{2Н}$ - маси шкідливих речовин відповідно CO і NO_x, які викидаються під час наземних операцій (запуску, холостого ходу і руління перед злетом і після посадки - режими 1, 5), $M_{1ВП}$, $M_{2ВП}$ - маси шкідливих речовин відповідно CO і NO_x, які викидаються під час злітно-посадочних операцій (зліт, набір висоти 1000 м, захід на посадку з висоти 1000 м - режими 2, 3, 4).

$$M_{1Н} = K_1 C_{\text{плитмг}} R_{\text{мг}} T_{\text{мг}},$$

$$M_{2Н} = K_2 C_{\text{плитмг}} R_{\text{мг}} T_{\text{мг}},$$

Тут K_1 , K_2 - індекси емісії (кілограм шкідливої речовини на кілограм палива) відповідно CO і NO_x під час наземних операцій (табл. 4.2), $C_{\text{плитмг}}$ - питомі витрати палива під час роботи двигуна на малому газі, кг/Н-год (табл.

4.2), $R_{\text{мг}} = RR_0$, де R_0 - максимальна тяга двигуна Н, $T_{\text{мг}}$ - річна наробка двигуна на малому газі, г/рік.

$$T_{\text{мг}} = t_{\text{мг}} * N * n,$$

Де:

$t_{\text{мг}}$ - наробка в годинах двигуна на режимі малого газу за один ЗПЦ (режими 1, 5 в табл. 4.1);

N - річна кількість зльотів-посадок усіх повітряних кораблів даного типу в аеропорту;

n - кількість двигунів на даному типі ПК.

Розрахунок маси $M_{1\text{ВП}}$ і $M_{2\text{ВП}}$ викидів відповідно CO і NO_x при злітно-посадочних операціях (режими 2, 3, 4) виконується за формулами:

$$M_{1\text{ВП}} = n (W_{1\text{В}}T_{\text{В}} + W_{1\text{НВ}}T_{\text{НВ}} + W_{1\text{П}}T_{\text{П}})N$$

$$M_{2\text{ВП}} = n (W_{2\text{В}}T_{\text{В}} + W_{2\text{НВ}}T_{\text{НВ}} + W_{2\text{П}}T_{\text{П}})N,$$

Де:

$W_{1\text{В}}$, $W_{2\text{В}}$ - масові швидкості емісії відповідно CO і NO_x під час зльоту ПК, кг/год;

$W_{1\text{НВ}}$, $W_{2\text{НВ}}$ - те ж саме під час набору висоти 1000 м;

$W_{1\text{П}}$, $W_{2\text{П}}$ - те ж саме під час зниження з висоти 1000 м;

$T_{\text{В}}$, $T_{\text{НВ}}$, $T_{\text{П}}$ - режимна наробка в годинах двигунів відповідно під час зльоту, набору висоти 1000 м і зниженню з висоти 1000 м (приймається за табл. 4.1).

Таблиця 4.2

Індекси емісій CO і NO_2 під час наземних операцій авіадвигунів різних типів (кілограм шкідливої речовини/кілограм палива)

Тип ПК	Максимальна тяга двигуна, кН	Тип авіадвигуна	Кількість двигунів	СПВИТМГ, кг/Н·год	CO	NO2
Як-40	15	АІ-25 з бездимною камерою згорання	3	0,039	0,0814	0,0146

Таблиця 5

Масові швидкості емісії CO і NO_x двигунів повітряних кораблів різних типів

Тип повітряного корабля	Кількість рейсів на рік	Відносна тяга \bar{R} відповідного режиму (2, 3, 4)	Масові швидкості емісії, кг/год	
			CO	NO _x
ПС з бездимною камерою	60	1	3,1	9,5
		0,85	4,5	6,0
		0,3	6,5	1,5

На основі вищенаведених формул виведемо остаточну формулу для розрахунків:

$$\begin{aligned}
 M_1 &= K_1 C_{\text{плитмг}} RR_0 t_{\text{мг}} * N * n + n (W_{1\text{в}} T_{\text{в}} + W_{1\text{нв}} T_{\text{нв}} + W_{1\text{п}} T_{\text{п}}) N = \\
 &= 0,0814 * 0,039 * 0,07 * 15 * 22/60 * 60 * 4 + 4 * (3,1 * 0,7/60 + 4,5 * 2,2/60 + \\
 &6,5 * 4/60) * 60 = 152,57 \text{ кг}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 M_2 &= K_2 C_{\text{плитмг}} RR_0 t_{\text{мг}} * N * n + n (W_{2\text{в}} T_{\text{в}} + W_{2\text{нв}} T_{\text{нв}} + W_{2\text{п}} T_{\text{п}}) N = \\
 &= 0,0146 * 0,039 * 0,07 * 15 * 22/60 * 60 * 3 + 3 * (9,5 * 0,7/60 + 6,0 * 2,2/60 + \\
 &1,5 * 4/60) * 60 = 77,59 \text{ кг}
 \end{aligned}$$

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1. Аналіз умов праці на робочому місці інженера-дослідника у виробничому приміщенні

5.1.1. Організація робочого місця інженера-дослідника

У випадках, коли користування ПК є основним видом діяльності, оскільки інженер-дослідник опрацьовує математичний інструментарій управління, то ПК і його периферійні пристрої (принтер, сканер тощо) розміщується на основному робочому столі, з лівого боку.

Висота робочої поверхні столу для ПК становить 80 см (за нормою має бути в межах 680 - 800 мм), а ширина - забезпечує можливість виконання операцій в зоні досяжності моторного поля.

Робочий стілець інженера-дослідника має такі основні елементи:

- сидіння,
- спинку
- стаціонарні або знімні підлокітники.

Більшість робочих сидінь працівників є підйомно-поворотним, такими, що регулюються за висотою, кутом нахилу сидіння та спинки, за відстанню спинки до переднього краю сидіння, висотою підлокітників.

Розташування моніторів забезпечує зручність зорового спостереження у вертикальній площині.

Клавіатура розміщена на поверхні столу або на спеціальній, регульованій за висотою, робочій поверхні окремо від столу.

Робочі місця з ПК оснащені тримачем для документів, що легко переміщується та встановлений вертикально або з нахилом на тому ж рівні та відстані від очей користувача ПК, що і монітор.

Розміщення принтера або іншого пристрою введення-виведення інформації на робочому місці розташовані так, що забезпечує добру видимість монітору, зручність ручного керування пристроєм введення-виведення інформації в зоні досяжності моторного поля.

5.1.2. Вид виробничого приміщення та основні його характеристики

Площу приміщень, в яких розташовані персональні комп'ютери, визначають згідно з чинними нормативними документами з розрахунку на одне робоче місце, обладнане ПК:

- площа - 6,2 кв.м,(за нормативом не менше 6,0 кв.м);
- робочі місця розташовані на відстані 1,5 м від стіни з вікном (норма – 1м);
- відстань між бічними поверхнями ПК – 2 м. (норма – не менше 1,2 м);
- прохід між рядами робочих місць становить 1,5 м (норма - не менше 1 м)

Заземлені конструкції, що знаходяться в приміщеннях (батареї опалення, водопровідні труби), захищені діелектричними щитками та сітками від випадкового дотику.

В приміщенні наявна медична аптечка першої допомоги. Також встановлена система автоматичної пожежної сигналізації, оскільки там знаходиться багато документації, що є легкозаймистим матеріалом та наявні переносні вуглекислотні вогнегасники у кількості 4 шт.(з розрахунку 1 шт. на кожную кімнату). Підходи до засобів пожежогасіння є вільними.

5.1.3. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори, що можуть впливати на інженера-дослідника при проведенні дослідницької діяльності за допомогою ПК

При проведенні дослідницької діяльності за допомогою ПК на інженера-дослідника впливають наступні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- низька чи занадто висока освітленість виробничого приміщення (штучне та природне освітлення);
- вплив електричного струму;
- високий рівень статичної електрики;
- неналежна зміна мікроклімату: температура, вологість, швидкість руху повітря, теплове випромінювання.
- шум і вібрації;
- електромагнітні випромінювання.

Тому вважаємо за доцільне дослідити, як відбувається врахування цих чинників та захист від їх шкідливої дії.

5.2. Аналіз небезпечних та шкідливих виробничих факторів, що впливають на інженера-дослідника

5.2.1. Аналіз освітленості лабораторії

Більшість робочих місць розміщені так, щоб природне світло було збоку, переважно з лівого та забезпечувало коефіцієнт природної освітленості не нижче 1,5%. Робочі місця, обладнані ПК розташовані так, щоб уникнути попадання в очі прямого світла. Джерела штучного світла розташовані з обох сторін від екрану паралельно напрямку зору.

Штучне освітлення всього приміщення обладнане системою загального рівномірного освітлення. Оскільки тут частою є роботи з документами, то прийнятим є система комбінованого освітлення, тобто додатково до загального освітлення встановлені світильники місцевого освітлення.

5.2.2. Захист від враження електричним струмом

Лінія електромережі для живлення персональних комп'ютерів, їх периферійних пристроїв (принтер, сканер тощо) виконана як окрема групова трипровідна мережа, шляхом прокладання фазового, нульового робочого та нульового захисного провідників. Нульовий захисний провідник використовується для заземлення (занулення) електроприймачів. Нульовий захисний провід прокладається від стійки групового розподільчого щита, розподільчого пункту до розеток живлення.

Усі провідники відповідають номінальним параметрам мережі та навантаження, умовам навколишнього середовища, умовам розподілу провідників, температурному режиму.

Для протирання підлоги застосовується рідини, пара яких не утворює вибухопожежонебезпечних сумішей з повітрям та не викликає корозії контактів електричних з'єднань.

5.2.3. Захист від статичної електрики

Джерелами електростатичного поля можуть бути будь-які поверхні або предмети, які легко електризуються за рахунок тертя: килими, лінолеум, лаковані покриття, одяг із синтетичної тканини, взуття. Крім того, джерелом електростатичних зарядів є ПК з електронно-променевими трубками (ЕМП). На екранах ПК накопичується електростатичний заряд і виникає електромагнітне поле, яке характеризується напруженістю.

Захист від електростатичної електрики та її небезпечних прояв досягається наступними заходами:

- застосуванням іонізації повітря нейтралізаторами статичної електрики;
- збільшенням електропровідності поверхні шляхом підтримки у приміщенні з ПК відносної вологості на рівні 40-60% ;
- застосуванням у приміщенні з ПК підлоги з антистатичним лінолеумом і провідженням вологого прибирання;
- для зняття статичного заряду кілька разів на день мити руки та обличчя водою, або час від часу торкатися металевих поверхонь, наприклад, зачищених від фарби місць на батареях центрального опалення;
- працівникам бажано носити одяг з природних або комбінованих (природних і штучних) волокон;
- як спецодяг працівникам рекомендуються бавовняні халати;
- періодично при вимкненому комп'ютері протирати ледве змоченим мильним розчином бавовняною ганчіркою пил з поверхонь апаратури.

5.2.4. Мікроклімат робочої зони інженера-дослідника

Мікроклімат виробничих приміщень – це умови внутрішнього середовища у виробничому приміщенні, що впливають на тепловий обмін працюючих з середовищем шляхом конвекції, кондукції, теплового випромінювання та випаровування вологи і діють на людину в процесі праці на його робочому місці, у робочій зоні [**Ошибка! Источник ссылки не найден.**; с. 54].

Параметри мікроклімату: 1) температура повітря T , °C; 2) відносна вологість Y , %; 3) швидкість руху повітря V , м/с; 4) інтенсивність теплового(інфрачервоного) опромінення; 5) температура поверхонь устаткування.

В основу принципів нормування параметрів мікроклімату покладено диференційну оцінку оптимальних та допустимих метеорологічних умов у робочій зоні в залежності від категорії робіт, періоду року та виду робочих місць.

Під оптимальними мікрокліматичними умовами розуміють поєднання параметрів мікроклімату, які при тривалому та систематичному впливі на людину забезпечують зберігання нормального теплового стану організму без активізації механізмів терморегуляції. Вони створюють відчуття теплового комфорту та передумови для високого рівня працездатності.

Допустимі мікрокліматичні умови - це поєднання параметрів мікроклімату, які при тривалому та систематичному впливі на людину можуть спричинювати зміни теплового стану організму, що швидко минають і нормалізуються та супроводжуються напруженням механізмів терморегуляції в межах фізіологічної адаптації. При цьому не виникає ушкоджень або порушень стану здоров'я, але можуть спостерігатись дискомфортні тепловідчуття, погіршення самопочуття та зниження працездатності.

5.3. Розробка заходів охорони праці

Розробка заходів з охорони праці полягає в створенні рекомендацій з розташування оптимальної кількості світильників необхідного типу в приміщенні для створення комфортних умов, що задовольняють всім нормам. Для покращення освітлення у приміщенні лабораторії необхідно виконати реконструкцію встановленої системи штучного освітлення. Варто змінити тип ламп, а також їх кількість та потужність.

Для даного приміщення необхідно встановити світильники з світлодіодними лампами (LED-лампи). В LED-лампах електричний струм перетворюється безпосередньо в світло і теоретично це можна зробити без великих енергетичних втрат. LED-лампи механічно міцніші і виключно

надійний, їх строк служби може досягати 500 тисяч годин, що майже в 5 - 10 раз більше, ніж у люмінесцентної лампи. Також LED-лампи – низьковольтні лампи, а тому безпечніші. А саме світильники з світлодіодними лампами Crystal 218 LED термін служби 50 000 годин, світловий потік 3200 Лм. Живлення системи освітлення здійснюється по мережі електроживлення з напругою 220В і частотою 50 Гц

5.4. Розрахунок штучного освітлення

Визначимо норми і якісні показники освітлення для окремих приміщень.

Таблиця 5.1.

Норми освітлення

№ з/п	Приміщення	Системи освітлення	Норми освітлення	
			Штучне, лк	Природне (коэф.), %
1	2	3	4	5
1	Дослідницька лабораторія	Комбіноване	300	1,8

Таблиця 5.2.

Якісні показники освітлення

Виробнича дільниця, робоче місце	Площина (г-горизонтальна, в-вертикальна) нормування, висота площини над підлогою, м	Розряд та підрозряд зорових робіт	Штучне освітлення			Природне освітлення КПО, %		Тип лампи
			Освітленість робочих поверхонь, лк	Показник дис-комфорт, не більше, од	Коефі-цієнт пуль-сації освіт-леності, %, не більше	При верх-ньому чи бічному освіт-ленні	При бічному освіт-ленні	
Робота з ПК		ІІг		40	10		—	
рукопис, клавіатура	Г-0,8		400				—	ЛБ
поверхня екрану	В-1,0		300				1,5	ЛБ

В лабораторії обладнане природне та штучне освітлення згідно з БНіПП-4-79. Природне освітлення забезпечується через вікна в стінах, а

штучне – комбіноване (загальне + місцеве). Розрахуємо штучне освітлення в приміщенні лабораторії. Площа приміщення $A = 4,8$ м, $B = 2,74$. Робоча поверхня, на якій нормується освітленість, – горизонтальна. Фон – середній. Розряд зорової роботи – III в. Освітлення комбіноване (загальне + місцеве). Показник освітлюваності не більше 40. Оскільки робота не пов'язана з розпізнаванням кольорів, вибираємо люмінесцентні лампи ЛБ номінальною потужністю 80 Вт, закріплені по дві штуки у світильнику.

Визначаємо віддаль $H_0 = h + h_c$ від стелі до робочої поверхні: $H_0 = h - h_p$,
 $h_c = 0,2H_0 = 0,2 (H - h_p)$.

Висота світильника над робочою поверхнею

$$h = H_0 - h_c = H - h_p - 0,2 (H - h_p) = (H - h_p) \times 0,8.$$

Відстань між рядами світильників $L = \alpha h$, де $\alpha = 0,9$, $H = 0,9h$.

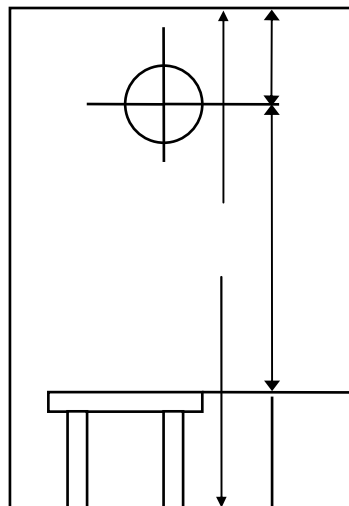


Рис. 5.1. Положення світильників відносно робочої зони

При люмінесцентному освітленні відомий світловий потік лампи Φ_l (для ЛБ80 $\Phi_l = 5220$ лм), тому розраховується необхідна кількість світильників N для забезпечення нормованої освітленості E :
$$N = \frac{EK_3 S_z}{n \Phi_l \eta},$$

де K_3 – коефіцієнт запасу;

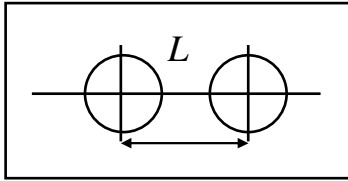
S – освітлювана площа;

z – коефіцієнт нерівномірності ($z = 1,1 \dots 1,2$);

η – коефіцієнт використання світлового потоку;

n – кількість ламп у світильнику (приймаємо 2 лампи).

Попередньо визначаємо індекс приміщення



$$i = \frac{A \cdot B}{h(A + B)} = \frac{4,80 \cdot 2,74}{0,8(4,2 - 0,8) \cdot (4,80 + 2,74)} = 1,41.$$

Висота робочого приміщення $H = 2,35$ м; $h_p = 0,8$ м, тоді $\eta = 45$ %;

$$N = \frac{350 \cdot 1,3 \cdot 1,15 \cdot 4,8 \cdot 2,74}{2 \cdot 5220 \cdot 0,45} = 1,46 \approx 2$$

Світильники розміщуються у один ряд на відстані від стін $l = 1,4$ м із подальшою відстанню між світильниками 1,5 метри.

5.5. Пожежна безпека

На підприємстві передбачено такі заходи з пожежної безпеки:

1. Для збереження легкозаймистих і горючих рідин передбачено спеціально відведені місця і відповідна тара.
2. На всіх ділянках знаходяться вуглецеві (ОУ-2, ОУ-5), пінні вогнегасники (ОХП-10), а також ящики з піском.
3. Система ЕПЗ використовує біметалеві сповіщувачі АТСМД (автоматичний тепловий сповіщувач максимальної дії).

Лабораторія має категорію за вибухо- та пожежонебезпекою Д (пожежобезпечна). Джерелом пожежі на ділянці може бути несправність електропроводки і обладнання, коротке замикання електричних ланцюгів, перегрівання устаткування, необережне поводження з леткими витратними матеріалами.

Таблиця 5.3

Вибір типу та кількості вогнегасників

Найменування приміщень	Категорія приміщень за вибухопожежною небезпекою	Вогнегасники	
		Тип	Кількість
1	2	3	4
Лабораторія	Д	ПВ	2

Для уникнення пожежі на ділянці слід постійно проводити контроль і профілактику ізоляції, наявність запобіжників в електронному устаткуванні. Має бути аварійне відключення устаткування, наявність первинних засобів пожежегасіння, вогнегасників, систем оповіщення, звукової і світлової сигналізації. Легкозаймісті частини устаткування мають бути захищені вогнегасними матеріалами. Для евакуації робітників, розмір вхідних дверей становить 1,5 м – ширина, 2,4 м – висота, ширина коридору – 1,8 м. В приміщенні наявний план евакуації у разі пожежі.

Отвори у внутрішніх стінах обладнуються протипожежними дверима з межею вогнестійкості не менше 0,75 год.

Як засоби пожежегасіння пропонується застосовувати вуглекислотні вогнегасники ОУ-5, оскільки вони підходять для гасіння електроустановок, що знаходяться під напругою. Вогнегасники повинні бути підвішені на видних і доступних місцях на висоті 1,5 м від підлоги до днища вогнегасника. Передбачена наявність внутрішнього телефону для сповіщення персоналу управління виробництва у разі пожежі.

Для того, щоб забезпечити пожежобезпечність, необхідне застосування пожежної сигналізації з датчиками НДФ-І, ДПІД і вогнегасників ОУ для класу пожежонебезпеки Е (аварії в електроустановках)

Всі вище перелічені заходи спрямовані на попередження виникнення виробничих травм і профілактичних захворювань, позитивно вплинуть на умови праці працівників і на якісний результат роботи .

ВИСНОВКИ

В даній роботі було досліджено теоретичні та практичні засади використання інструментів робастного структурного синтезу для розробки системи оптимального керування літальними апаратами.

В роботі було поставлено та виконано наступні завдання:

- розглянуто теоретичні засади використання методу робастного синтезу в авіаційній сфері. Розглянуто основні алгоритми робастного структурного синтезу та методів його застосування. Досліджено методи синтезу робастних регуляторів та їх функціональні особливості;

- досліджено математичні моделі управління повітряним судном. Розроблено математичний опис управління польотом ПС з деталізацією руху літака, що допомогло в розробці процедур робастного структурного синтезу;

- розроблено робастні регулятори системи управління літаком. Розраховано особливості синтезу для управління короткоперіодичним та довгоперіодичним рухом літака;

- сплановано заходи з захисту навколишнього середовища від викидів повітряних суден. Визначено основні типи викидів від повітряних суден на різних етапах злітно-посадкового циклу та можливі напрямки зменшення їх впливу;

- перевірено відповідність умов праці нормативам з охорони праці та виробничої гігієни. Розраховано параметри штучного освітлення та запропоновано використати більш зручні світильники, які до того ж є більш економними за енерговитратою.

У результаті аналізу інформаційних джерел в першому розділі за тематикою магістерської роботи можна зробити наступні висновки:

1. Проаналізовано ряд інформаційних джерел з експлуатації авіаційної техніки та використання методів робастного синтезу.

2. Обґрунтовано гіпотезу про те, що окремі методи підвищують ресурс використання системи управління літаком за рахунок застосування робастних регуляторів в системі керування рухом авіаційної техніки

3. Підтверджено, що робастні регулятори мають значний вплив на експлуатаційні характеристики ПС та їх керованість в різних видах руху.

4. Визначено доцільність обраної тематики.

Таким чином, для підвищення керованості та покращення експлуатаційних властивостей авіаційної техніки рекомендовано розробку робітних регуляторів руху літака.

У результаті аналізу розглянутих у другому розділі методів та методик дослідження можна зробити наступні висновки:

1) система управління польотом може бути представлена у математичній формі, що дозволяє спрогнозувати рух та розташування літака з різних зовнішніх умов і відповідно розробити систему робастних регуляторів для підвищення керованості ПС;

2) для моделювання впливу робастних регуляторів на керованість ПС обрано методи імітаційного моделювання з використанням відповідних програмних пакетів.

Таким чином, ми визначили об'єкти, методи та методики дослідження, сформулювали основні вимоги до математичної моделі та програмного забезпечення середовища для моделювання впливу методів робастного синтезу на керованість повітряного судна.

В третьому розділі експериментальним шляхом ми отримали результати щодо впливу механізмів робастного структурного синтезу на управління літаком в залежності від типу руху. Розрахунки показали, що при використанні робастних регуляторів безпека руху літака підвищується, а його керованість збільшується. Отже, в даному розділі було розглянуто процедуру структурного робастного синтезу що включає в себе характеристику сингулярних величин, алгоритм робастного структурного синтезу. Провели синтез робастного регулятора системи управління для

короткоперіодичного та довгоперіодичного руху літака та отримали рівняння регулятора системи управління.

Також нами було побудовано модель трибо системи для товарної та модифікованої оливи, за допомогою якої можна визначити граничну товщину мастильного шару для будь-якої температури, пробігу, в'язкості та коефіцієнту тертя, який визначено технічними умовами для тієї чи іншої трибосистеми. Таким чином, за допомогою побудованих моделей ми можемо визначити максимальний пробіг, при якому потрібна заміна використовуваної оливи. Це збільшить економічність обслуговування транспортних засобів та дозволить планувати графік заміни оливи у зручний для парку наземної авіаційної техніки час.

Отже, у результаті експериментальних досліджень у третьому розділі було створено математичні моделі залежностей товщини мастильного шару від різних чинників, в тому числі пробігу транспортного засобу. Було визначено, що використання наномодифікаторів збільшує ресурс транспортних засобів до заміни оливи в середньому на 20000 км.

В четвертому розділі проведено аналіз стану охорони праці в лабораторії та безпосередньо на робочому місці інженера-дослідника. Детально розглянуто забезпечення безпеки праці під дією всіх можливих факторів. Також проаналізовано важливі фактори, які впливають на створення оптимальних умов техніки безпеки: вентиляція, місцева вентиляція, опалення, освітлення, шуми, пожежна безпека, розраховано захисне заземлення та місцеву вентиляцію. На підставі такого аналізу розроблені заходи та засоби спрямовані на мінімізацію несприятливого впливу виробничих факторів, створення безпечних та нешкідливих умов праці.

В п'ятому розділі було досліджено вплив викидів літальних апаратів на навколишнє середовище та напрямки зниження шкідливого впливу шляхом використання елементів на сонячних батареях для пускових навантажень, що має зменшити викиди на початковій стадії злітно-посадкового циклу.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Бурнашев В.В. Система навігації та керування для автоматичної посадки безпілотного літака: автореферат дисертації к.т.н.: 05.13.03. Національний авіаційний ун-т. К., 2013. 19 с.
2. Бурнашев В.В., Попов В.В. Аналитическое конструирование системы управления самолета с учетом динамики сервопривода. *Механіка гіроскопічних систем*. Київ: ВД «ЕКМО», 2008. Вип. 19. С. 145–152.
3. Галагуз Т.А. Структурно-параметричний синтез робастних систем управління польотом: автореферат дисертації к.т.н.: 05.13.03. Національний авіаційний ун-т. К., 2007. 19 с.
4. Zhou K. Essentials of Robust Control / K. Zhou, J. Doyle. – New Jersey.: Prentice Hall, 1999. – 425 p.
5. Gu D. Robust Control Design with MATLAB / D.Gu, P.Petkov, Konstantinov . – London.: Springer-Verlag, 2005.– 389p.
6. Skogestad S. Multivariable Feedback Control / Skogestad S., Postlethwaite I. – New York.: Jonh Wiley and Sons, 2001. – 572 p.
7. Burns R.S. Advanced Control Engineering / R.S. Burns. – Oxford.: Butterworth-Heinemann, 2001. – 450 p.
8. Перельмутер В.М. Пакеты расширения Matlab Control System и Robust Control Toolbox. М.: СОЛОН-ПРЕСС, 2008. 224с.
9. Glover K. State Space Formulae for all Stabilizing Controllers that satisfy an H^∞ -norm Bound and Relations to Risk Sensitivity / K. Glover, J. Doyle // Systems and Control Letters. – 1988. – No.11. – P. 168–172.
10. Егупов И.П. Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления. М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2002. 744 с.
11. Поляк Б.Т. Робастная устойчивость и управление / Б.Т. Поляк, П.С. Щербаков. – М.: Наука, 2002. – 303 с.
12. Zames G. Feedback and Optimal Sensitivity: Model Reference

Transformations, Multiplicative Seminorms and Approximate Inverses. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1981. P. 301-320.

13. Bosgra O.H., Kwakernaak H., Meinsma G. Design Methods for Control Systems. *Notes for a course of the Dutch Institute of Systems and Control*. 2005. 319 p.

14. Glover K., McFarlane D. Robust Stabilization of Normalized Coprime Factor Plant Descriptions with H^∞ Bounded Uncertainty. *IEEE Transactions on Automatic Control* AC. 1989. No.34(8). P.821-830.

15. Zhou K. Robust Performance of Systems with Structured Uncertainties in State-Space / K. Zhou, P. P. Khargonekar, J. Stoustrup, H.H. Niemann // *Automatica*, 1995. – Vol. 31. – № 2. –p. 249 – 255.

16. Doyle J.C., G. Stein. Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical Modern Synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1981. №4. P. 4-16.

17. Balas G. Robust Control Toolbox User's Guide / G. Balas, R. Chiang, A. Packard, M. Safonov . – The Math Works Inc, 2005-2008.

18. Сущенко О. А. Структурний синтез комбінованої робастної системи управління з урахуванням зовнішніх координатних збурень. *Вісник Національного авіаційного університету*. 2012. № 4. С. 31–36.

19. Sushchenko O. A. Design of Robust Controllers in Problems of UAV information-measuring devices stabilization. *Electronics and Control Systems*. 2013. № 3(37). P. 58–64.

20. D. McLean. Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall, Inc., 1990, 593 p.

21. B. L. Stevens, F. L. Lewis. Aircraft Control and Simulation. J. Wiley & Sons Inc., 1992, 617 p.

22. В.Г. Воробьев, С.В. Кузнецов Автоматическое управление полетом самолетов: Учебник для вузов.-М. Транспорт 1995.-448с.

23. Франчук Г.М., Кіпніс Л.С., Маджд С.М. Методика оцінки

хімічного забруднення атмосферного повітря на основі аналізу стану атмосферних опадів в зоні аеропорту. *Наука і молодь. Приклад. сер.: Міжнар. наук. конф. студ. та молодих учених «Політ-2007»*. К.: НАУ, 2007. С. 258–261.

ДОДАТКИ

Додаток 1

Програма Matlab для розрахунку динаміки літака в
короткоперіодичному русі

```

%longitudinal axis dynamics
%state-space model
ag=[-3.257e-02,-35.6,-17.4,-31.1,3.251,-0.7626;
     8.257e-05,-1.4,0.883,-6.26e-04,-0.171,-5e-03;
     1.234e-02,10.22,-2.63,8.758e-4,-29.6,22.16;
     0,0,1.0,0,0,0;
     0,0,0,0,-30.0,0;
     0,0,0,0,0,-30.0];
bg=[0 0;0 0;0 0;0 0;30 0; 0 30];
cg=[0 1 0 0 0 0;0 0 0 1 0 0];
dg=[0 0;0 0];
ssg=ss(ag,bg,cg,dg);%state-space model
% singular values and inverse weight functions
poleag=eig(ssg)%poles
zeroag=tzero(ag,bg,cg,dg)%zeros
w=logspace(-5,5,50);%logarithmic characteristics
svg=sigma(ssg,w);          svg=20*log10(svg);%singular
values
%plotting singular values and inverse weight
functions
k=1000; tau=5.0e-04;
nuw3i=[0 0 k]; dnw3i=[1 0 0];
svw3i=bode(nuw3i,dnw3i,w); svw3i=20*log10(svw3i);
nuw1i=[1.0 0.01];dnw1i=[0 1];
svw1i=bode(nuw1i,dnw1i,w); svw1i=20*log10(svw1i);
figure (1)
semilogx(w,svg,w,svw1i,w,svw3i)
title('SV,1/W1,1/W3')
xlabel('Frequency - rad/s')
ylabel('SV - dB')
grid on
hold on
%weighting functions
w1=[dnw1i;nuw1i;dnw1i;nuw1i];
w2=[];
w3=[0 1 0 0;0 0 0 k;tau 1 0 0;0 0 0 k];

```

```

%augmented plant
[TSS]=augtf(ssg,w1,w2,w3);
%syhthesis
[gamaopt,sscp,sscl]=hinftopt(TSS);
svtt=sigma(sscl,w);svtt=20*log10(svtt);
figure (2)
semilogx(w,svtt)
grid on
sscp=minreal(sscp)
[ssl]=series(sscp,ssg);
ss_ft=feedback(ssl,eye(2));
ss_fs=eye(2)-ss_ft;
svft=sigma(ss_ft,w); svft=20*log10(svft);
svfs=sigma(ss_fs,w); svfs=20*log10(svfs);
svw3i=bode(w3(2,:),w3(1,:),w);
svw3i=20*log10(svw3i);
figure (3)
semilogx(w,svft,w,svw3i)
grid on
figure (4)
svw1i=bode(w1(2,:),w1(1,:),w);
svw1i=20*log10(svw1i);
semilogx(w,svfs,w,svw1i)
grid on
figure (5)
step(ss_ft,5)
grid on

```

Програма Matlab для розрахунку динаміки літака в довгоперіодичному
русі

```

%longitudinal axis dynamics
%state-space model
ag=[0, 0, 1.2320, 0, -1;
    0, -0.0638, -0.3712, 0, 0.0705;
    0, 0, 0, 1, 0;
    0, 0.0885, 0, -0.8656, -1.0130;
    0, -0.2909, 0, 1.053, 0.6859];
bg=[0 0 0; -0.12 1 0; 0 0 0; 4.42 0 -1.665; 1.575 0 -
0.0732];
cg=[1 0 0 0 0; 0 1 0 0 0; 0 0 1 0 0];
dg=[0 0 0; 0 0 0; 0 0 0];
ag=ag-0.01*eye(size(ag));
ssg=ss(ag,bg,cg,dg);%state-space model
% singular values and inverse weight functions
poleag=eig(ssg)%poles
zeroag=tzero(ag,bg,cg,dg)%zeros
w=logspace(-2, 5, 50);%logarithmic characteristics
svg=sigma(ssg,w);          svg=20*log10(svg);%singular
values
%plotting singular values and inverse weight
functions
k=1000;
nuw3i=[0 0 k]; dnw3i=[1 0 0];
svw3i=bode(nuw3i, dnw3i, w); svw3i=20*log10(svw3i);
nuw1i=[1.0 0.01]; dnw1i=[0 1]; dnw1i2=[0.02 1];
svw1i=bode(nuw1i, dnw1i, w); svw1i=20*log10(svw1i);
figure (1)
semilogx(w, svg, w, svw1i, w, svw3i)
title('SV, 1/W1, 1/W3')
xlabel('Frequency - rad/s')
ylabel('SV - dB')
grid on
hold on
%weighting functions
w1=[dnw1i; nuw1i; 10*dnw1i2; nuw1i; dnw1i; nuw1i];
w2=[];
w3=[0 1 0 0; 0 0 0 k; 0 1 0 0; 0 0 0 k; 0 1 0 0; 0 0 0
k];
%augmented plant
[TSS]=augtf(ssg, w1, w2, w3);

```

```

%syhthesis
[gamaopt,sscp,sscl]=hinfopt(TSS);
svtt=sigma(sscl,w);svtt=20*log10(svtt);
figure (2)
semilogx(w,svtt)
grid on
sscp=minreal(sscp);
[ssl]=series(sscp,ssg)
ss_ft=feedback(ssl,eye(3));
ss_fs=eye(3)-ss_ft;
svft=sigma(ss_ft,w); svft=20*log10(svft);
svfs=sigma(ss_fs,w); svfs=20*log10(svfs);
svw3i=bode(w3(2,:),w3(1,:),w);
svw3i=20*log10(svw3i);
figure (3)
semilogx(w,svft,w,svw3i)
grid on
figure (4)
svw1i=bode(w1(2,:),w1(1,:),w);
svw1i=20*log10(svw1i);
semilogx(w,svfs,w,svw1i)
grid on
figure (5)
step(ss_ft,5)
grid on

```