

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Кафедра _____ аерокосмічних систем управління _____

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри

_____ Тачиніна О.М.
“ _____ ” _____ 2020 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ
“МАГІСТР”**

Тема: Синтез системи автоматичного управління подовжнім рухом літака методом часових характеристик

Виконавець: Бондаренко Микола Іванович

Керівник: к.т.н., доцент Троянов Петро Петрович

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Охорона праці: Козлітін О.О.

Охорона навколишнього середовища: Фролов І.І.

Нормоконтролер: к.т.н., доцент Дивнич М. П.

Київ 2020

Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Затвердження теми дипломної роботи.	01.11.2020– 10.11.2020	
2	Підготовка вихідних статистичних даних для дослідження системи та її обробки	11.11.20120– 12.11.2020	
3	Аналіз каналу автопілоту при випадкових зовнішніх впливах	13.11.2020 – 15.11.2020	
4	Розрахунок основних параметрів закону керування системи фільтрації	16.11.2020 – 30.11.2020	
5	Моделювання синтезованого закону керування	01.12.2020 – 05.12.2020	
6	Оформлення результатів дослідження	06.12.2020 – 12.06.2020	
7	Оформлення дипломної роботи, підготовка доповіді та презентації.	13.12.2020 – 21.12.2020	

Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	к.т.н., доцент А.		
Охорона навколишнього середовища	Доцент М.		

Дата видачі завдання «_____» _____ 20____ р.

Керівник роботи (проекту) _____ Троянов П.П.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Бондаренко М.І.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Синтез системи автоматичного управління подовжнім рухом літака_методом часових характеристик»: 115 сторінок, 32 рисунки, 3 таблиці, 28 використаних джерел.

СИСТЕМИ УВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, КУТ ТАНГАЖУ, ШВИДКІСТЬ ПОЛЬОТУ, ПРИРІСТ ТЯГИ ДВИГУНА, ВІДХИЛЕННЯ РУЛЯ ВИСОТИ, ЗАКОНИ УПРАВЛІННЯ, ПІДРЕГУЛЯТОР, ОПТИМІЗАЦІЯ, ЯКІСТЬ, СТІЙКІСТЬ.

Об'єкт дослідження – системи управління аерокосмічними рухомими об'єктами, зокрема модель літака.

Мета виконання даної роботи полягає у розробці науково-обґрунтованих методик та алгоритмічного і програмного забезпечення методу синтезу.

Метод дослідження – оптимізація з використанням процедури Nonlinear Control Design (NCD) Blockset в середовищі Matlab.

Створено алгоритм методу управління подовжнім рухом літака, який гарантує стійкість системи в ході виконання оптимізаційної процедури за допомогою Nonlinear ControlDesign (NCD) Blockset. Отримано процедуру оптимізації для моделі у просторі станів, що базується на виконанні вище наведеного алгоритму та дозволяє досягти компромісу між якістю та стійкістю за допомогою вибору оптимальних коефіцієнтів регулятора.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати в системах управління аерокосмічними об'єктами, зокрема на заводах, що займаються проектуванням літаків.

ЗМІСТ

ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1.	
ДИНАМІКА УПРАВЛІННЯ ЛІТАКОМ	
1.1. Основні положення динаміки управління літаком.....	13
1.1.1. Елементи конструкції і органи управління літаком.....	13
1.1.2. Параметри положення і руху літака.....	14
1.1.3. Види руху.....	16
1.1.4. Загальні характеристики сил і моментів, що діють на літак.....	17
1.2. Характеристики руху літака.....	22
1.2.1. Стійкість руху.....	22
1.2.2. Керованість руху.....	24
Висновок до розділу 1.....	26
РОЗДІЛ 2	
МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ПРОСТОРОВОГО РУХУ ЛІТАКА	
2.1. Рівняння просторового руху літака.....	28
2.2. Рівняння руху у формі Коши.....	32
2.3. Рівняння руху у просторі станів.....	34
2.4. Рівняння подовжнього руху літака. Лінеаризація рівнянь подовжнього руху.....	37
2.5. ПД – закони регулювання.....	44
2.6. Постановка задачі.....	45

Висновок до розділу 2.....	50
----------------------------	----

РОЗДІЛ 3

СИНТЕЗ ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ ПОДОВЖНІМ РУХОМ ЛІТАКА

3.1. Вибір методу синтезу законів управління.....	51
3.2. Побудова схеми моделювання для синтезу параметрів закону управління з використанням процедури NonlinearControlDesign (NCD) Blockset в середовищі Matlab.....	57
3.2.1. Результати моделювання пропорційного закону управління.....	65
3.2.1.1. Результати управління тангажом за допомогою відхилення руля висоти.....	65
3.2.1.2. Результати управління тангажом і швидкістю за рахунок руля висоти та приросту тяги двигуна.....	77
Висновок до розділу 3.....	83

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1. Шкідливі і небезпечні виробничі фактори, що діють на робочому місці оператора ЕОМ.....	84
4.2. Заходи зменшення впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів.....	85
4.2.1. Заходи щодо техніки безпеки.	87
4.2.2. Заходи виробничої санітарії.....	87
4.2.2.1. Мікроклімат.....	87
4.2.2.2. Захист від впливу електромагнітних та	

іонізуючих випромінювань.....	89
4.2.2.3. Вплив шумів та вібрації на організм людини.....	90
4.2.2.4. Освітлення.....	92
4.2.2.5. Розрахунок освітлення точковим методом.....	93
4.2.3. Вимоги до режимів праці і відпочинку з ПЕОМ.....	95
4.3. Інструкція з техніки безпеки та пожежної безпеки.....	97
4.3.1. Загальні положення.....	97
4.3.2. Вимоги безпеки перед початком роботи.....	97

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1. Джерела шуму на літаках.....	101
5.2. Викиди в атмосферу від авіаційного транспорту.....	103
5.3. Захист від електромагнітних випромінювань.....	106
5.4. Охорона водних ресурсів.....	106
5.5. Температурні зміни. Побудова авіадоріг.....	107
Висновок до розділу 5.....	107

ВИСНОВКИ.....	109
----------------------	------------

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	111
--	------------

Актуальність теми. Сучасний етап розвитку систем управління аерокосмічними об'єктами характеризується прогресом техніки та зростанням конкуренції, що призводить до різкого підвищення вимог до рівня безпеки та економічності польоту.

Наявність в Україні авіаційної промисловості зумовлює необхідність конкурування із іншими державами та урахування світових тенденцій проектування.

Для сучасного етапу розвитку науки й техніки характерні швидкий прогрес технічної кібернетики й значне розширення сфери її практичного застосування. У теперішній час основними рисами системи автоматичного управління є більша складність об'єктів, необхідність управління сукупністю об'єктів, а також високі вимоги до точності й динаміки управління. Розвиток авіації обумовив постановку й необхідність розв'язку таких задач, як управління багатозв'язними об'єктами, побудова оптимальних систем стабілізації, управління системами при неповній інформації, побудова цифрових систем управління і т.д.

Одним з найголовніших етапів розвитку в цій сфері є теорія лінійних систем автоматичного управління, в області якої основними досягненнями є синтез лінійних систем, оптимальних за квадратичним критерієм якості; оптимальна лінійна фільтрація. Основним математичним методом є підхід з використанням простору станів, що застосовує методи лінійної алгебри й теорії диференціальних і різницевих рівнянь.

Теорія лінійних систем автоматичного управління є найбільш розробленим розділом технічної кібернетики. Традиційними аспектами досліджень лінійних систем є аналіз стійкості, дослідження якості управління при наявності керуючих і впливів, що збурюють, аналіз динамічної точності й синтез

регуляторів, що забезпечують виконання заданих вимог.

Необхідність автоматизації управління польотом літака спочатку була обумовлена їхньою недостатньою стійкістю й керованістю. Поле на цих літаках вимагало високої техніки пілотування. Застосування автоматичних засобів стабілізації літака по крені й тангажу полегшувало працю пілота й робило політ менш небезпечним. У міру збільшення тривалості й дальності польотів виникла потреба розвантажити екіпаж від стомлюючих й одноманітних функцій стабілізації літака не тільки по крену й тангажу, але й за курсом. Новий етап розвитку систем автоматичного управління характеризується жорсткістю вимог до їхньої точності й надійності.

Якщо літак має незадовільні характеристики демпфірування й стійкості, виникає завдання поліпшення цих характеристик за допомогою відповідних автоматичних засобів. Автоматичне демпфірування коливань літака здійснюється шляхом відхилення рулів засобами автоматичного управління при зміні параметрів короткоперіодичного руху літака. Сприятливий вплив автоматики на характеристики демпфірування й стійкості проявляється в поліпшенні якості перехідних процесів повернення літака до вихідного режиму по перевантаженнях і кутових швидкостях після мимовільного відхилення під дією зовнішніх збурень, а також перехідних процесів виходу літака на новий режим польоту після цілеспрямованого впливу пілота на важелі управління.

За таких умов надзвичайної актуальності набуває постановка задачі синтезу системи управління поздовжнім рухом літака, яка є однією з головних напрямків розвитку сучасної теорії та практики автоматичного управління взагалі та систем управління польотом зокрема.

Необхідність демпфірування поздовжніх короткоперіодичних коливань літака виникає при недостатньому ступені його подовжньої статичної

стійкості по перевантаженню й сильно вираженої коливальності перехідних процесів при поверненні літака до вихідного режиму по нормальному перевантаженню після мимовільного відхилення під дією зовнішнього моменту тангажа або вертикального вітру. Щоб вирішити це завдання, пілот, спостерігаючи за зміною кута тангажа по приладу, впливає на стовпчик штурвала й відхиляє кермо висоти так, щоб коливання літака по тангажу припинилися. Для звільнення пілота від ручного демпфірування подовжніх короткоперіодичних коливань літака служать демпфери тангажа.

Отже, основною проблемою, яка виникає при польоті літака є якість і ефективність управління. Звичайно, вирішення цих непростих і базових задач є основним завданням у створенні будь-якого літака. Оскільки це складна система, тому не доцільним є математичні методи розрахунку, бо вони є громіздкими і зі значними затратами часу. Застосування інтелектуальних автоматичних систем може бути не економічним, бо це обладнання буде дорогим.

Тому в даному дослідженні пропонується альтернативний метод вирішення поставленої задачі. Він полягає у використанні прикладної програми Nonlinear Control Design (NCD) Blockset у середовищі Matlab. Вона є простою у використанні і відносно недорогою.

Мета даної роботи – дослідити синтез системи автоматичного управління подовжнім рухом літака методом часових характеристик з використанням процедури Nonlinear Control Design (NCD) Blockset в середовищі Matlab.

Постановка задачі полягає в тому, що для обраної моделі знаходяться такі закони управління подовжнім рухом літака, що забезпечують стійкість і задану якість управління при обмеженнях на виконавчий механізм.

Об'єктом дослідження є системи управління аерокосмічними рухомими об'єктами, зокрема модель літака середньої ваги.

Предметом дослідження є метод часових характеристик та алгоритми системи управління подовжнього руху літака середньої ваги.

Дипломна робота складається зі вступу, п'яти основних розділів, висновків і списку використаних джерел. У першому розділі подано загальні характеристики динаміки польоту літака з метою виявлення недоліків у його управлінні. У другому розділі розроблено модель, яка потребує оптимізації, оскільки система автоматичного управління є нестійкою. У третьому розділі проведено дослідження запропонованої моделі і перевірено отримані результати. У четвертому розділі розглянуто охорону праці в галузі. П'ята глава присвячена основним проблемам охорони навколишнього середовища. У висновках представлено теоретичне узагальнення досягнутих результатів у процесі виконання даної дипломної роботи.

РОЗДІЛ 1

ДИНАМІКА УПРАВЛІННЯ ЛІТАКОМ

1.1. Основні положення динаміки управління літаком

1.1.1. Елементи конструкції і органи управління літаком.

Літак - складний об'єкт управління (рис.1.1). Основним елементом конструкції є планер, що складається з фюзеляжу, крила і оперення. Фюзеляж - основна конструкція планера, що несучою його частиною. Він служить для з'єднання в одне ціле всіх його частин, а також для розміщення екіпажа, пасажирів, устаткування і вантажів.

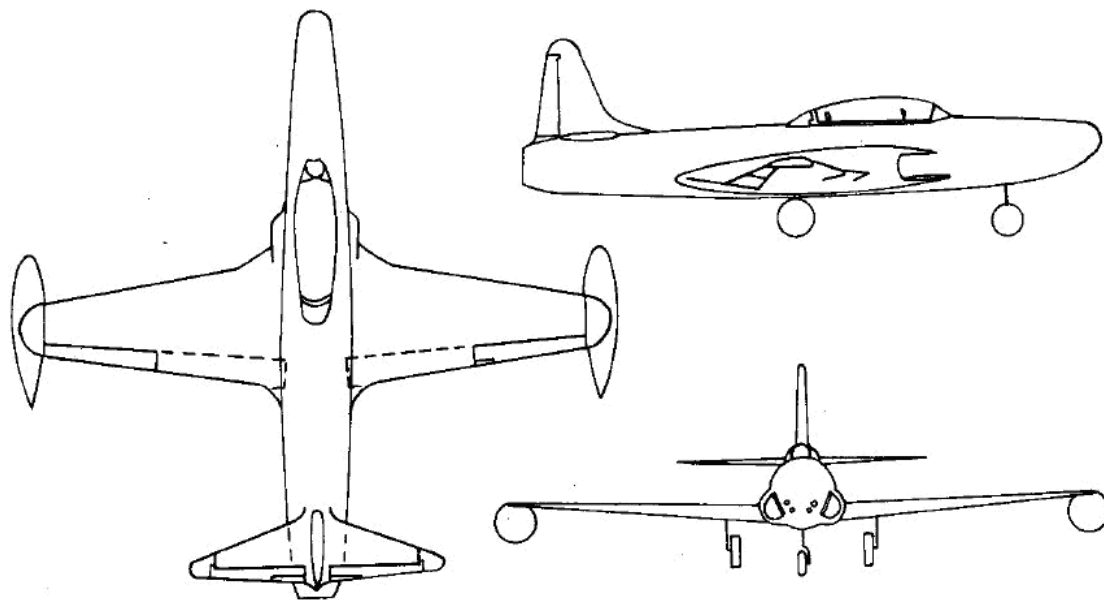


Рис.1.1. Схема літака F-94

Крило - основна поверхня літака, що є несучою частиною. Воно призначене для створення сили, що утримує літак в повітрі.

Основними органами управління літака є кермо висоти, кермо напрямку і елерони. Кермо висоти – рухлива частина стабілізатора, розташована в його хвостовій частині. Кермо напрямку - рухлива частина кіля, розташована в його хвостовій частині. Елерони - рухлива частина крила, розташована в його хвостовій частині. Розрізняють елерони зовнішні і внутрішні.

1.1.2. Параметри положення і руху літака.

Для кількісного опису положення і руху літака в просторі використовується велика різноманітність систем координат: інерційні, земні і рухливі. Вибір тієї або іншої системи координат зазвичай обумовлений завданням, яке потрібно вирішити.

Розглянемо нормальну земну систему координат (рис. 1.2).

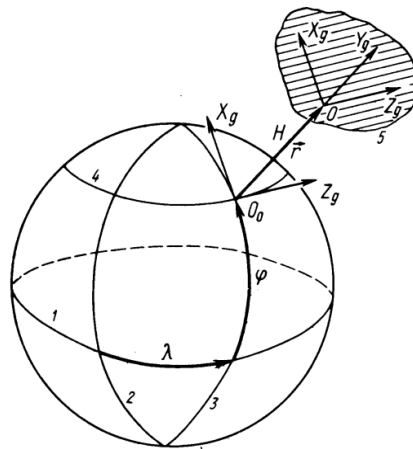


Рис. 1.2. Нормальна

земна система координат.

1-площина екватора, 2- меридіан Гринвіча, 3-географічний меридіан, 6

4 географічна паралель, 5-місцева горизонтальна площина

Її початок лежить на поверхні землі і осі фіксовані по відношенню до неї. Вісь направлена вгору по місцевій вертикалі, тобто по прямій, що

співпадає з напрямом сили тяги. Осі, які лежать в місцевій горизонтальній площині, утворюють праву прямокутну декартову систему координат. Напрямок осей вибирається відповідно до завдання. Наприклад, вісь O_0Y_g прямує по дотичній до географічного меридіана 3, з півдня на північ, а вісь O_0X_g - по дотичній до географічної паралелі 4 із заходу на схід. Параметрами положення початку нормальної земної системи координат є географічна широта і довгота, відлік яких ведеться від площини екватора 1 і грінвічського меридіана 2.

Поступальна хода літака як твердого тіла в просторі є рух його центру мас відносно Землі. Для опису параметрів положення літака використовуються рухливі системи координат, початок яких розміщений в центрі мас літака, а напрям осей вибирається відповідно до завдання.

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

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

Рухомі системи координат, початок яких розташовується в центрі мас літального апарата (звідси їх друга назва – ЛА-центричні системи координат), звичайно використовуються для запису рівнянь руху літального апарата. Як рухомі частіше всього використовуються: нормальна, зв'язана, швидкісна та траєкторна системи координат.

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

Зв'язана система координат $OXYZ$ - це рухома система координат, вісі якої фіксовані відносно ЛА.

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

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

Поперечна вісь OZ перпендикулярна площині симетрії та спрямована у правий бік ЛА. Осі зв'язаної системи координат звичайно збігаються з головними осями інерції ЛА.

Швидкісна система координат $OX_a Y_a Z_a$ - це рухома система координат, швидкісна вісь OX_a якої збігається з напрямком вектора повітряної швидкості V (швидкість ЛА відносно повітряного середовища), вісь підйомної сили OY_a розташовується в площині симетрії та спрямована до верхньої частини ЛА, а бокова вісь OZ_a доповнює осі OX_a і OY_a до правої системи координат.

Траєкторна система координат $OX_k Y_k Z_k$ - це рухома система координат, вісь OX_k якої збігається з напрямком вектора земної швидкості V_k (швидкість ЛА відносно земної поверхні), а вісь OY_k спрямована уверх від поверхні землі й лежить у вертикальній площині, яка проходить крізь вісь OX_k . При відсутності вітру вісь OX_k траєкторної системи координат сполучається з віссю OX_a швидкісної системи координат.

1.1.3. Види руху.

Для опису параметрів положення і руху літака використовуються два види руху - поступальна хода центру мас літака відносно Землі і обертальний рух літака довкола його центру мас. Для аналізу динаміки польоту необхідно ввести поняття ще декількох видів рухів. Основним виглядом руху літака є опорний рух.

Опорний рух - це рух по заданій траєкторії, яка є просторовою лінією, що описується центром мас літака при русі відносно Землі із заданими параметрами положення і руху. Опорний рух може бути незбуреним і збуреним [4].

У польоті на літак діють різні сили і моменти. Характер їх дії визначає сталий і несталий рухи.

Сталий рух - це рух літака в умовах рівноваги сил, що діють на нього, і збалансованості моментів. У сталому русі основні кінематичні параметри руху, перш за все швидкість, постійні або міняються досить повільно. Якщо ця умова виконується приблизно, то рух називається квазістаціонарним (майже сталим). Несталий рух - це рух літака з досить швидкою зміною кінематичних параметрів, перш за все швидкості і висоти, в умовах відсутності рівноваги сил, які діють на нього, і розбалансованості моментів.

Як основні незбурені види руху літака прийнято розглядати горизонтальний політ, набір висоти і зниження.

Горизонтальний політ - політ літака на постійній висоті. Він може бути сталим і несталим, прямолінійним і криволінійним.

Сталий горизонтальний політ - політ літака на постійній висоті і з постійною швидкістю.

Сталий прямолінійний горизонтальний політ - політ на постійній висоті і з постійною швидкістю без ковзання і крену.

Етап польоту, метою якого є зміна параметрів руху, називається маневром.

Криволінійний горизонтальний політ - політ на постійній висоті з поворотом траєкторії в горизонтальній площині.

Криволінійний горизонтальний політ з поворотом траєкторії на 360° називається віражем.

Якщо кут повороту траєкторії менше 360° , то такий маневр називають розворотом.

Віраж і розворот можуть виконуватися з креном і ковзанням.

Набір висоти і зниження - політ по похилій траєкторії відповідно із збільшенням або втратою висоти. Набір висоти і зниження, так само як і горизонтальний політ, можуть бути сталими і несталими, прямолінійними і криволінійними.

1.1.4. Загальна характеристика сил і моментів, що діють на літак.

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

$$\begin{aligned}
 Y_a &= C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S; & M_y &= m_y \frac{\rho V^2}{2} S \cdot l; \\
 X_a &= C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S; & M_x &= m_x \frac{\rho V^2}{2} S \cdot l; \\
 Z_a &= C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S; & M_z &= m_z \frac{\rho V^2}{2} S \cdot b_a;
 \end{aligned}
 \tag{1.1}$$

$$P = P(H, V, \delta_{сг}),$$

де S - площа крила;

l - розмах крила;

b_a - середня аеродинамічна хорда;

$\delta_{сг}$ - відхилення сектора газу;

$\rho = \rho(H)$ - густина повітря;

$C_{ya} = C_{ya}(\alpha, V, \delta_b)$ - коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили;

$C_{xa} = C_{xa}(\alpha, V)$ - коефіцієнт лобового опору;

$C_{za} = C_{za}(\beta, \delta_n)$ - коефіцієнт аеродинамічної бокової сили;

$m_x = m_x(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_n, \delta_3)$ - коефіцієнт аеродинамічного моменту крену;

$m_y = m_y(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_n, \delta_3)$ - коефіцієнт аеродинамічного моменту рч

ння;

$m_z = m_z(V, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_B)$ - коефіцієнт аеродинамічного моменту тангажу.

Залежність $P = P(V, H)$ описує висотно-швидкісні характеристики авіаційного двигуна.

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

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

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

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

Найбільш істотними залежностями коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів є:

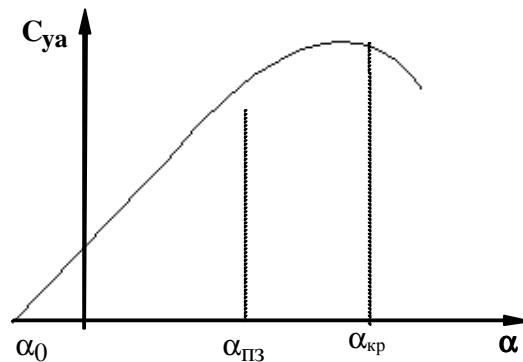


Рис. 1.3

$C_{ya}(\alpha)$ - характеризує зміну підйомної сили від кута атаки. Залежить від розподілу коефіцієнтів тиску вздовж поверхні крила. При безвідривному обтіканні профілю крила $C_{ya} = C_{ya}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ лінійно залежить від α (див. рис.1.3).

Тут $C_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial C_{ya}}{\partial \alpha}$ - похідна коефіцієнта підйомної сили від кута атаки, що характеризує нахил кривої $C_{ya}(\alpha)$; де α_0 - кут атаки при нульовій підйомній силі (для літака з симетричним профілем і симетричним фюзеляжем $\alpha_0 = 0$).

При виникненні зриву потоку з верхньої поверхні крила ($\alpha = \alpha_{ПЗ}$) лінійна залежність $C_{ya}(\alpha)$ порушується, а, починаючи з $\alpha = \alpha_{кр}$, подальше збільшення кута атаки супроводжується спаданням коефіцієнта C_{ya} .

У літаків "нормальної" схеми демпфуючі моменти створюються головним чином горизонтальним і вертикальним опереннями. Рис. 1.4 ілюструє створення демпфуючого моменту тангажу $M_z(\omega_z)$. Тут $\Delta Y_a^{\Gamma_0}(\Delta\alpha)$, ΔY_1^{Φ} , ΔY_2^{Φ} відповідно прирости підйомних сил горизонтального оперення, передньої та задньої частин фюзеляжу, які створюються за рахунок зміни місцевих кутів атаки. Місцеві кути атаки елементів конструкції літака виникають за рахунок приросту лінійних швидкостей цих елементів при обертанні літака навколо осі OZ.

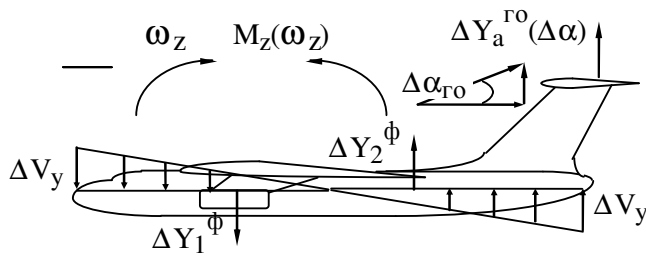


Рис.1.4

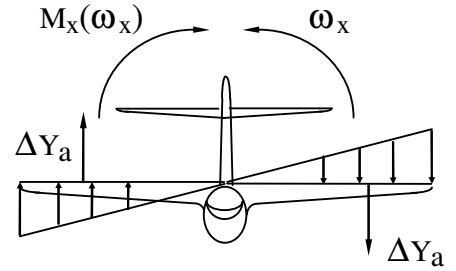


Рис.1.5

При обертанні літака навколо осі ОХ (див. рис. 1.5) демпфуючий момент створюється крилом. У крила, яке опускається, підйомна сила за рахунок збільшення місцевих кутів атаки вздовж розмаху крила зростає, у крила, що підіймається, підйомна сила зменшується. Це викликає момент $M_x(\omega_x)$ спрямований проти кутової швидкості ω_x .

$m_z(\dot{\alpha})$ - характеризує демпфуючий момент тангажу, що обумовлюється запізненням скосу потоку. При створенні підйомної сили крило відкидає повітряний потік униз зі швидкістю V_y , внаслідок чого вектор швидкості повертається на кут скосу потоку ϵ .

При зміні кута атаки змінюється підйомна сила горизонтального оперення $\Delta Y_a^{ro} = \Delta Y_a^{ro}(\Delta\alpha) + Y_a^{ro}(\Delta\epsilon)$, але оскільки горизонтальне оперення розташовується на деякій відстані від крила, то потік, що сходить з крила надходить до горизонтального оперення через деякий час. Тому кут скосу потоку, а також складова підйомної сили горизонтального оперення $\Delta Y_a^{ro}(\Delta\epsilon)$ будуть змінюватися з деяким запізненням, пропорційним швидкості зміни кута атаки. Це спричиняє створення на горизонтальному оперенні додаткової сили, а отож і моменту $M_z(\dot{\alpha})$, який протидіє зміні кута атаки.

$m_z(V)$ - характеризує поздовжню статичну стійкість літака з швидкості. Аналізуючи (1.2), відмітимо:

$$m_z(V) = m_{z0}(V) + [x_m - x_F(V)] \cdot C_{ya}(V).$$

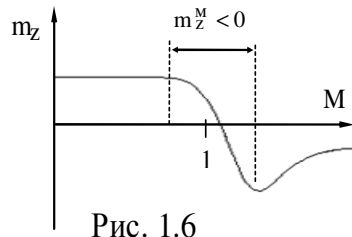


Рис. 1.6

$m_x(\beta)$ - характеризує поперечну статичну стійкість літака. мас літака.

$m_x(\omega_y)$ - характеризує спіральний момент крену.

$m_y(\omega_x)$ - характеризує спіральний момент ристання. $m_z(\delta_v)$, $m_x(\delta_\alpha)$,

$m_y(\delta_n)$ - характеризують ефективність руля висоти, елеронів і руля направлення відповідно.

$m_x(\delta_n)$, $m_y(\delta_\alpha)$ - характеризують перехресний вплив органів управління боковим рухом.

1.2. Характеристики руху літака

1.2.1. Стійкість руху літака.

Однією з основних властивостей, особливих можливостей і безпеки польоту літака є стійкість. Під стійкістю літака розуміється його здатність самостійно, без участі пілота зберігати заданий режим польоту і повертатися до нього після мимовільного відхилення під дією зовнішніх збурень. Поняття стійкості руху включає початкову тенденцію руху літака після припинення дії збурення, а також якість процесів повернення літака до вихідного режиму. Для опису цих двох сторін стійкості використовують поняття статичної і динамічної стійкості.

Визначимо умови, при яких подовжній короткоперіодичний рух літака виявляється стійким.

Характеристичний визначник рівняння $\Delta V(t) = A_d^V e^{-h_k t} \sin(v_d t + \varphi_d^V)$ має наступний вигляд

$$\Delta(p) = \begin{vmatrix} (p - a_{\omega_z, \omega_z}) & -a_{\omega_z, \alpha} & 0 \\ -a_{\alpha, \omega_z} & (p - a_{\alpha, \alpha}) & 0 \\ -a_{\vartheta, \omega_z} & 0 & p \end{vmatrix} = p(p^2 + 2h_k p + \omega_k^2), \quad (1.2)$$

де h_k - коефіцієнт демпфування подовжніх короткоперіодичних коливань; ω_k - частота недемпфованих подовжніх короткоперіодичних коливань

$$h_k = -\frac{1}{2}(a_{\omega_z, \omega_z} + a_{\alpha, \alpha}) = \frac{1}{2}[\bar{F}_{y_k}^{\alpha} \bar{M}_{R_z}^{\alpha} - \bar{M}_{R_z}^{\omega_z}], \quad (1.3)$$

$$(\omega_k)^2 = a_{\omega_z, \alpha} a_{\alpha, \omega_z} - a_{\alpha, \alpha} a_{\omega_z, \alpha} = -\bar{M}_{R_z}^{\alpha} - \bar{M}_{R_z}^{\omega_z} \bar{F}_{y_k}^{\alpha}. \quad (1.4)$$

Корінь характеристичного рівняння

$$\lambda^2 + 2h_k \lambda + \omega_k^2 = 0 \quad (1.5)$$

визначають характер власного подовжнього короткоперіодичного збуреного руху літака

$$\lambda_{1,2} = -h_k \pm \sqrt{h_k^2 - \omega_k^2}. \quad (1.6)$$

При i корені рівняння (1.5) буде комплексно-зв'язаним, а власний короткоперіодичний рух - коливальним рухом:

$$\lambda_{1,2} = -h_k \pm i \sqrt{\omega_k^2 - h_k^2}. \quad (1.7)$$

Тоді рішення рівняння (1.7) може бути отримане в аналітичному вигляді

$$\Delta \alpha(t) = A_k^{\alpha} e^{-h_k t} \sin(v_k t + \varphi_k^{\alpha}),$$

$$\Delta \omega_z(t) = A_k^{\omega_z} e^{-h_k t} [(F_{y_k}^{\alpha} - h_k) \sin(v_k t + \varphi_k^{\omega_z}) + v_k \cos(v_k t + \varphi)],$$

$$\Delta \vartheta(t) = A_{\kappa}^{\vartheta} \left\{ e^{-h_{\kappa} t} \sin(v_{\kappa} t + \varphi_{\kappa}^{\vartheta}) - \frac{v_{\kappa}}{h_{\kappa}^2 + v_{\kappa}^2} \left[e^{-h_{\kappa} t} \left(\frac{h_{\kappa}}{v_{\kappa}} \sin v_{\kappa} t + \cos v_{\kappa} t \right) - e^{-\frac{h_{\kappa} \varphi_{\kappa}}{v_{\kappa}}} \left(\frac{h_{\kappa}}{v_{\kappa}} \sin \varphi_{\kappa}^{\vartheta} + \cos \varphi_{\kappa}^{\vartheta} \right) \right] \right\} + C_{\kappa}^{\vartheta}, \quad (1.8)$$

де A_{κ}^{α} , $A_{\kappa}^{\omega_z}$, A_{κ}^{ϑ} , C_{κ}^{ϑ} - постійні, визначувані з початкових умов

$$\Delta \alpha = \alpha^0, \quad \Delta \dot{\alpha} = \dot{\alpha}^0, \quad \Delta \vartheta = \vartheta^0, \quad \Delta \omega_z = \omega_z^0, \quad \Delta \dot{\omega}_z = \dot{\omega}_z^0 \quad \text{при } t = 0; \quad v_{\kappa} - \text{кругова}$$

частота власних подовжніх короткоперіодичних коливань; $\varphi_{\kappa}^{\alpha}$, $\varphi_{\kappa}^{\omega_z}$, $\varphi_{\kappa}^{\vartheta}$ - фазові кути подовжніх короткоперіодичних коливань.

З урахуванням того, що зміна вертикального перевантаження пов'язана із зміною кута атаки, отримаємо

$$\Delta n_{y_a} = \frac{V_0}{g} \bar{F}_{y_{\kappa}}^{\alpha} \Delta \alpha, \quad (1.9)$$

і можна записати рішення для $\Delta n_{y_a}(t)$

$$\Delta n_{y_a}(t) = A'_{\kappa} e^{-h_{\kappa} t} \sin(v_{\kappa} t + \varphi_{\kappa}), \quad (1.10)$$

де $A'_{\kappa} = A_{\kappa} V_0 \bar{F}_{y_{\kappa}}^{\alpha} / g$.

Необхідними і достатніми умовами стійкості опорного власного короткоперіодичного руху по критерію Гурвіца є наступні умови

$$h_{\kappa} = \frac{1}{2} [\bar{F}_{y_{\kappa}}^{\alpha} - \bar{M}_{R_z}^{\alpha} - \bar{M}_{R_z}^{\omega_z}] > 0, \quad (1.11)$$

$$\omega_{\kappa}^2 = -\bar{M}_{R_z}^{\alpha_z} - \bar{M}_{R_z}^{\omega_z} \bar{F}_{y_{\kappa}}^{\alpha} > 0. \quad (1.12)$$

При виконанні умов (1.11), (1.12) відхилення параметрів $\Delta \alpha$, Δn_{y_a} і $\Delta \omega_z$ в процесі власного подовжнього короткоперіодичного обуреного руху затухатимуть, прагнучи до нуля. Відхилення $\Delta \vartheta$ відбувається пізніше, причому $\Delta \vartheta$ прагне до деякої відмінної від нуля межі.

Отже, власний короткоперіодичний рух літака по відношенню до опорних значень кута атаки, вертикального перевантаження, кута тангажа і

швидкості тангажа є стійким. Причому за відсутності зовнішніх по параметрах $\Delta\alpha$, Δn_{y_a} і $\Delta\omega_z$ ця стійкість є асимптотичною, тоді як по параметру $\Delta\vartheta$ ця стійкість є не асимптотичною. Отже, для повернення літака до опорного значення кута тангажа $\Delta\vartheta$ потрібне втручання пілота або автоматики.

1.2.2. Керованість руху літака.

Разом із стійкістю - основною властивістю, що визначає можливість і безпеку польоту літака, є керованість. Під керованістю літака розуміється його здатність виконувати у відповідь на цілеспрямовані дії пілота або автоматики будь-який передбачений в процесі експлуатації маневр в будь-яких допустимих умовах польоту. Отже, за наявності поняття стійкості і керованості можна зробити висновок, що вони протилежні один до одного. Стійкість - здатність літака зберігати вихідний режим, а керованість - змінювати його. Проте між цими властивостями існує і тісний взаємозв'язок. З точки зору пілота керованість характеризує "слухняність" літака при повороті центру мас. Переміщення центру мас в просторі визначається маневреністю літака. Як і для стійкості розрізняють статичну і динамічну керованість.

Хороші статичні характеристики подовжньої керованості літака ще не гарантують високої якості процесу управління, оскільки пілотові важливий сам характер зміни перевантаження в часі. Дослідження реакції літака на ступінчасте відхилення керма висоти дає об'єктивну оцінку динамічної керованості подовжнього руху. Теоретичні і експериментальні дослідження подовжнього короткоперіодичного руху по перевантаженню показують, що воно з достатньою точністю може бути описане у вигляді стрибкоподібної затухаючої синусоїди

$$\Delta n_{y_a}(t) = (\Delta n_{y_a})_{уст} \left[1 - \frac{\omega_k}{v_k} e^{-h_k t} \sin(v_k t + \varphi_k^{n_{y_a}}) \right], \quad (1.13)$$

де $(\Delta n_{y_a})_{уст}$ - сталe значення перевантаження; ω_k - частота недемпфованих подовжніх короткоперіодичних коливань; $\varphi_k^{n_{y_a}}$ - фазовий кут.

В (1.13) описує стрибкоподібний коливальний затухаючий процес, представлений на рис.1.7.

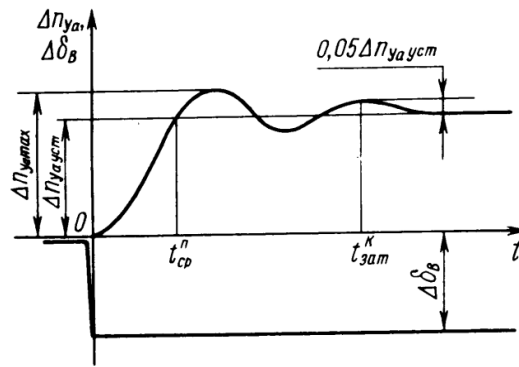


Рис. 1.7. Динамічні характеристики подовжнього управління

У початковий момент часу $t=0$, $\Delta n_{y_a}=0$. При $t > 0$ перевантаження спрямовується до нового значення $(\Delta n_{y_a})_{уст}$, досягнувши спочатку максимального значення $\Delta n_{y_a,max}$, а потім асимптота затухатиме,

визначаючись співмножником $\frac{\omega_k}{v_k} e^{-h_k t}$. Чим більше h_k , тим з більшою інтенсивністю відбувається.

На основі (1.13) визначаються основні показники динамічної керованості літака в подовжньому русі, по яких оцінюють якість перехідного процесу.

Час спрацьовування t_{cp}^n - мінімальний проміжок часу, після закінчення якого величина Δn_{y_a} досягне значення $\Delta n_{y_a,уст}$.

Час власних подовжніх короткоперіодичних коливань по перевантаженню - проміжок часу, після закінчення якого відхилення перевантаження Δn_{y_a} відрізнятиметься від його сталого значення $\Delta n_{y_a \text{уст}}$ не більш, ніж на 5% .

Відносна занедбаність перевантаження досягши свого першого максимального значення

$$\Delta n_{y_a}^- = \frac{\Delta n_{y_a \text{max}} - \Delta n_{y_a \text{уст}}}{\Delta n_{y_a \text{уст}}} = e^{-\frac{\pi h_k}{v_k}} . \quad (1.14)$$

Висновок до розділу 1

У результаті безперервного розвитку авіаційної техніки створені найрізноманітніші по конструктивному виконанню засоби повітряного транспорту - від найпростіших повітряних куль до сучасних реактивних літаків і керованих ракет. Найбільше поширення одержали літаки, гвинтокрили й ракети.

Незважаючи на різноманіття конструктивних схем, основне призначення літальних апаратів зводиться до здійснення польоту по необхідній траєкторії. При цьому варто мати на увазі, що безперервне утримання центра ваги літального апарата на наміченій траєкторії ще недостатньо для здійснення польоту по заданому маршруті. Для цього необхідне збереження положення літального апарата стосовно заданої траєкторії в кожній її точці.

Для здійснення заданого польоту необхідно мати точні дані про характер зміни в часі режиму польоту як відносно переміщення центра ваги, так і щодо повороту літального апарата в просторі. У процесі польоту потрібно усувати всі ті відхилення від наміченого режиму, які виникають у результаті зовнішнього впливу.

Установлення й застосування законів зміни режимів польоту під час руху є процесом керування літальними апаратами. Збереження ж певного

положення стосовно заданої траєкторії є процесом стабілізації літальних апаратів. Слід зауважити, що зазначені процеси, які протікають одночасно, не завжди можуть бути чітко розмежовані. Так, наприклад, при ручному керуванні - це єдиний процес, який виконується за допомогою тих самих методів і засобів. При автоматизації систем керування кожний із цих процесів здійснюється різними методами.

Сучасний період розвитку теорії управління характеризується постановкою і рішенням задач, що враховують неточності математичних моделей об'єктів управління і діючих на них різноманітних впливів.

РОЗДІЛ 2

МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ПРОСТОРОВОГО РУХУ ЛІТАКА

2.1. Рівняння просторового руху літака

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

При отриманні рівнянь просторового руху приймаються такі припущення:

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

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

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}; \quad \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M} \quad (2.1)$$

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.

З векторного аналізу відомо, що похідна вектора \vec{A} у нерухомій системі

координат - $\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)$ може бути подана як сума похідної вектора в рухомій системі

координат $\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_P$ та векторного добутку кутової швидкості $\vec{\Omega}$ обертання

рухомої системи координат відносно нерухомої на вектор \vec{A} .

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

Саме в такому вигляді векторні рівняння (2.1) проєктують на осі рухомих систем координат.

З урахуванням прийнятих припущень рух літака, як твердого тіла з шістьма ступенями свободи, описується шістьма рівняннями Ейлера з доповненням цих рівнянь сил і моментів кінематичними та геометричними співвідношеннями, а також рівняннями, які описують траєкторний рух центра мас літака. Додаткові рівняння дозволяють замкнути систему рівнянь, що описує просторовий рух літака, у вигляді (2.2).

$$\begin{aligned}
m\dot{V} &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \theta; \\
mV\dot{\theta} &= P(\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \theta; \\
-mV\dot{\Psi} \cos \theta &= P(\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a; \\
J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x &= M_z; \\
\sin \alpha &= [\sin \vartheta \cos \theta - \cos \vartheta \sin \theta \cos(\psi - \Psi)] \cos \gamma_a - \cos \vartheta \sin \gamma_a \sin(\psi - \Psi); \\
\sin \beta &= [\cos \gamma \sin(\psi - \Psi) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \Psi)] \cos \theta - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma; \\
\cos \gamma_a &= (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma) \sec \theta; \\
\dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta; \\
\dot{\gamma} &= \omega_x + \tan \vartheta (\omega_z \sin \gamma - \omega_y \cos \gamma); \\
\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
\dot{Y}g &= \dot{H} = V \sin \theta; \\
\dot{X}g &= V \cos \theta \cos \Psi; \\
\dot{Z}g &= -V \cos \theta \sin \Psi.
\end{aligned} \tag{2.2}$$

Загальна характеристика рівнянь просторового руху.

У системі рівнянь просторового руху літака перші три рівняння сил розкривають закон збереження кількості руху. Ці рівняння записані в траєкторній системі координат і визначають зміни швидкості польоту V , кута похилу траєкторії θ і путьового кута Ψ під впливом сили тяги P , сили ваги G і аеродинамічних сил: підйомної сили Y_a , сили лобового опору X_a , бокової сили Z_a .

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

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

При записуванні у зв'язаній системі координат, осі якої збігаються з головними осями інерції, рівняння моментів спрощуються, оскільки відцентрові моменти інерції J_{xy} , J_{yz} , J_{zx} дорівнюють нулю, і проекції моменту кількості руху на осі зв'язаної системи координат мають простий вигляд:

$$K_x = J_x \omega_x; K_y = J_y \omega_y; K_z = J_z \omega_z,$$

де J_x , J_y , J_z - осьові моменти інерції; ω_x , ω_y , ω_z - проекції вектора кутової швидкості обертання літака на осі зв'язаної системи координат.

Наступні три рівняння - це геометричні співвідношення для обчислення кута атаки α , кута ковзання β та швидкісного кута крену γ_a , які необхідні для визначення сил, що діють на літак, у проекціях на осі траєкторної системи координат.

Геометричні співвідношення отримані шляхом прирівнювання матриці напрямних косинусів A_x^{xa} прямого переходу від зв'язаної системи координат до швидкісної до добутку матриць $A_x^{xg} \cdot A_{xg}^{xa}$ послідовного переходу від зв'язаної системи координат до нормальної і далі від нормальної до швидкісної. Така процедура може бути записана у вигляді матричного рівняння й ілюструється графом, що наведений на рис. 2.1.

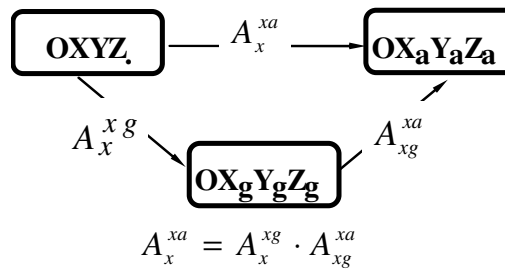


Рис. 2.1.

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

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \omega_y &= \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma; \\ \omega_z &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma,\end{aligned}$$

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

$$\begin{aligned}\omega_{yк} &= \dot{\Psi} \cos \theta; \\ \omega_{zк} &= \dot{\theta}.\end{aligned}$$

Останні три рівняння системи необхідні для дослідження траєкторного руху літака. Крім цього рівняння, що описує зміну висоти польоту H , необхідне для виявлення функціональних залежностей аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна від густини повітря, яка змінюється з висотою польоту.

При розкритих залежностях аеродинамічних сил і моментів, а також тяги двигуна від параметрів польоту і відомого зв'язку параметрів атмосфери з висотою польоту система рівнянь, що описує літак, як об'єкт управління, повністю замикається.

2.2. Рівняння руху у формі Коші

Перетворимо рівняння власної поступальної швидкості до форми Коші. Поділимо в рівнянні $m\Delta\dot{V} = F_{x_k}^\alpha \Delta\alpha + F_{x_k}^V \Delta V + F_{x_k}^M \Delta M + F_{x_k}^\theta \Delta\theta + F_{x_k}^\beta \Delta\beta$ ліву і праву частини на масу літака m , а замість приросту кута нахилу траєкторії підставимо його значення з рівняння

$$\begin{aligned}\Delta\alpha &= \frac{\cos \gamma^0 \cos \theta^0}{\cos \alpha^0 \cos \beta^0} [\cos \vartheta^0 \cos(\Psi^0 - \psi^0) \\ &\Delta\vartheta - \cos \vartheta^0 \Delta\theta + \sin(\Psi^0 - \psi^0) \Delta\gamma].\end{aligned}$$

Тоді рівняння відносно швидкості набуває вигляду:

$$\Delta\dot{V} = a_{v,\alpha} \Delta\alpha + a_{v,\vartheta} \Delta\vartheta + a_{v,v} \Delta V + a_{v,\beta} \Delta\beta + a_{v,\gamma} \Delta\gamma.$$

Ліву і праву частини рівняння

$$mV^0 \Delta \dot{\theta} = F_{y_k}^\alpha \Delta \alpha + F_{y_k}^V \Delta V + F_{y_k}^M \Delta M + F_{y_k}^\theta \Delta \theta + F_{y_k}^\beta \Delta \beta + F_{y_k}^{\gamma_a} \Delta \gamma_a,$$

поділимо на добуток маси літака на швидкість в опорному русі .

Крім того, підставимо замість приросту швидкісного кута крену його значення з рівняння

$$\Delta \gamma_a = \frac{1}{\cos \gamma_a \cos \theta^0} [-\cos \vartheta^0 \cos \alpha^0 \sin \beta^0 \cos \gamma^0 \Delta \alpha + \cos \alpha^0 \cos \vartheta^0 \sin \beta^0 \Delta \vartheta + \cos \beta^0 (\cos \alpha^0 \sin \vartheta^0 - \cos \vartheta^0 \cos \gamma^0 \sin \alpha^0) \Delta \beta + \cos \vartheta^0 \cos \beta^0 \cos \gamma^0 \Delta \gamma].$$

отримаємо:

$$\Delta \dot{\theta} = a_{\theta, \alpha} \Delta \alpha + a_{\theta, V} \Delta V + a_{\theta, \theta} \Delta \theta + a_{\theta, \vartheta} \Delta \vartheta + a_{\theta, \beta} \Delta \beta + a_{\theta, \gamma} \Delta \gamma. \quad (2.3)$$

Ліву і праву частини рівняння

$$-mV^0 \cos \theta^0 \Delta \dot{\Psi} = F_{z_k}^\alpha \Delta \alpha + F_{z_k}^V \Delta V + F_{z_k}^M \Delta M + F_{z_k}^\theta \Delta \theta + F_{z_k}^\beta \Delta \beta + F_{z_k}^{\gamma_a} \Delta \gamma_a,$$

поділимо на $-mV^0 \cos \theta^0$. Підставимо замість приросту швидкісного кута крену його значення з рівняння

$$\Delta \gamma_a = \frac{1}{\cos \gamma_a \cos \theta^0} [-\cos \vartheta^0 \cos \alpha^0 \sin \beta^0 \cos \gamma^0 \Delta \alpha + \cos \alpha^0 \cos \vartheta^0 \sin \beta^0 \Delta \vartheta + \cos \beta^0 (\cos \alpha^0 \sin \vartheta^0 - \cos \vartheta^0 \cos \gamma^0 \sin \alpha^0) \Delta \beta + \cos \vartheta^0 \cos \beta^0 \cos \gamma^0 \Delta \gamma].$$

отримаємо:

$$\Delta \dot{\Psi} = a_{\Psi, \alpha} \Delta \alpha + a_{\Psi, \vartheta} \Delta \vartheta + a_{\Psi, V} \Delta V + a_{\Psi, \beta} \Delta \beta + a_{\Psi, \gamma} \Delta \gamma. \quad (2.4)$$

У кінематичних рівняннях поступального обертання введемо позначення:

$$\Delta \dot{L} = a_{L, V} \Delta V + a_{L, \theta} \Delta \theta + a_{L, \Psi} \Delta \Psi; \quad (2.5)$$

$$\Delta \dot{z} = a_{z, V} \Delta V + a_{z, \theta} \Delta \theta + a_{z, \Psi} \Delta \Psi. \quad (2.6)$$

У кінематичному рівнянні $\Delta \dot{H} = \sin \theta^0 \Delta V + V^0 \cos \theta^0 \Delta \theta^0$, замінимо приріст кута нахилу траєкторії його значенням з рівняння

$$\Delta\alpha = \frac{\cos\gamma^0 \cos\theta^0}{\cos\alpha^0 \cos\beta^0} [\cos\vartheta^0 \cos(\Psi^0 - \psi^0) \Delta\vartheta - \cos\vartheta^0 \Delta\theta + \sin(\Psi^0 - \psi^0) \Delta\gamma].$$

Тоді позначень $a_{H,\alpha}, a_{H,\vartheta}, a_{H,V}, a_{H,\gamma}$ рівняння набирає наступного вигляду:

$$\Delta\dot{H} = a_{H,\alpha} \Delta\alpha + a_{H,\vartheta} \Delta\vartheta + a_{H,V} \Delta V + a_{H,\gamma} \Delta\gamma. \quad (2.7)$$

2.3. Рівняння руху в просторі станів

Для рівняння власного руху літака в просторі станів скористаємося системою рівнянь

$$\Delta\dot{\alpha} = a_{\alpha,\omega_z} \Delta\omega_z + a_{\alpha,\alpha} \Delta\alpha + a_{\alpha,\vartheta} \Delta\vartheta + a_{\alpha,V} \Delta V + a_{\alpha,\omega_x} \Delta\omega_x + a_{\alpha,\omega_y} \Delta\omega_y + a_{\alpha,\beta} \Delta\beta + a_{\alpha,\gamma} \Delta\gamma;$$

$$\Delta\dot{\beta} = a_{\beta,\omega_z} \Delta\omega_z + a_{\beta,\alpha} \Delta\alpha + a_{\beta,\vartheta} \Delta\vartheta + a_{\beta,V} \Delta V + a_{\beta,\omega_x} \Delta\omega_x + a_{\beta,\omega_y} \Delta\omega_y + a_{\beta,\beta} \Delta\beta + a_{\beta,\gamma} \Delta\gamma$$

Тоді математичну модель можна представити таким чином:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t), \quad (2.8)$$

де $\mathbf{x}(t)$ - вектор-стовпець змінних стану повного просторового руху літака, який в транспонованому вигляді визначається таким чином:

$$[\mathbf{x}(t)]^T = [\Delta\omega_z(t), \Delta\alpha(t), \Delta\vartheta(t), \Delta V(t), \Delta\theta(t), \Delta H(t), \Delta L(t), \Delta\omega_x(t), \Delta\omega_y(t), \Delta\beta(t), \Delta\gamma(t), \Delta\psi(t), \Delta\Psi(t), \Delta z(t)], \quad (2.9)$$

\mathbf{A} - матриця стану повного просторового руху літака.

Елементи матриці в загальному випадку залежать від часу. Тоді рівняння стану (2.8) - лінійна нестационарна модель власного просторового руху літака. Для спрощення досліджень, що елементи матриці стану є константи. Тоді рівняння (2.8) буде лінійною стаціонарною моделлю власного просторового руху літака.

Вирішення рівняння (2.8) має вигляд:

$$\mathbf{x}(t) = \Phi(t, t_0) \mathbf{x}(t_0), \quad (2.11)$$

де $\mathbf{x}(t_0)$ - початковий вектор змінних станів, визначений при t_0 ; t_0 - початковий момент часу;

Перехідна матриця стану повного просторового руху літака

$$\varphi(t, t_0) = \mathbf{I} - \mathbf{A}(t - t_0) + \frac{1}{2!} \mathbf{A}^2 (t - t_0)^2 + \dots = e^{\mathbf{A}(t-t_0)}, \quad (2.12)$$

де \mathbf{I} - одинична матриця.

При $t_0 = 0$

$$\varphi(t) = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\mathbf{A}^k t^k}{k!} = e^{\mathbf{A}t}.$$

Тоді вирішенням однорідного рівняння (2.8), що описує власний рух літака, є

$$\mathbf{x}(t) = e^{\mathbf{A}t} \mathbf{x}(0). \quad (2.13)$$

З врахуванням стаціонарності даної моделі руху літака виконаємо перетворення

Лапласа для обох частин рівняння $m \frac{d\bar{\mathbf{V}}_k}{dt} = \bar{\mathbf{F}}_k$:

$$p\mathbf{X}(p) - \mathbf{X}(0) = \mathbf{A}\mathbf{X}(p), \quad (2.14)$$

де $\mathbf{X}(0)$ - початковий вектор змінних стану, визначений при $t=0$.

Вирішення рівняння (2.14) дає:

$$\mathbf{X}(p) = [p\mathbf{I} - \mathbf{A}]^{-1} \mathbf{X}(0). \quad (2.15)$$

Обчислюючи зворотне перетворення Лапласа від обох частин рівняння (2.15), отримаємо:

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{L}^{-1}[(p\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}] \mathbf{x}(0). \quad (2.16)$$

де \mathbf{L}^{-1} - оператор зворотного перетворення Лапласа.

Таким чином, порівнюючи (2.11) і (2.16), приходимо до висновку, що перехідна матриця стану визначається наступною рівністю

$$\varphi(t) = \mathbf{L}^{-1}[(p\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}], \quad (2.17)$$

а її зображення по Лапласу

$$\Phi(p) = [p\mathbf{I} - \mathbf{A}]^{-1}. \quad (2.18)$$

2.4. Рівняння подовжнього руху. Лінеаризація рівнянь подовжнього руху

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 , δ_n дорівнюють нулю.

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

$$\begin{aligned}
 m\dot{V} &= P\cos\alpha - X_a - mg\sin\theta; \\
 mV\dot{\theta} &= P\sin\alpha + Y_a - mg\cos\theta; \\
 I_x\dot{\omega}_x &= M_x; \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_x; \\
 \alpha &= \vartheta - \theta; \\
 \dot{H} &= V\sin\theta.
 \end{aligned}
 \tag{2.19}$$

де $mg=G$, g - прискорення сили ваги.

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

Останнє рівняння не впливає на інші рівняння системи, тому система може розглядатись без нього.

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

Для отримання спрощеної лінійної моделі руху літака потрібно ввести додаткові припущення та лінеаризувати вихідні рівняння. З метою обґрунтування додаткових припущень проаналізуємо динаміку поздовжнього руху літака при східчастому відхиленні руля висоти.

Спираючись на розглянуту динаміку поздовжнього руху літака, для аналізу контурів автоматичного управління будемо використовувати модель тільки короткоперіодичного руху, тобто не враховувати зміну величини вектора швидкості.

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

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

З урахуванням вище наведеного, залежності аеродинамічних сил і моментів спрощуються:

$$Y_a = C_{ya}(\alpha) \frac{\rho_0 V_0^2}{2} S; M_z = m_z(\alpha, \omega_z, \delta_b) \frac{\rho_0 V_0^2}{2} S \cdot b_a \quad (2.20)$$

а вихідна система рівнянь короткоперіодичного руху буде мати вигляд:

$$\begin{aligned} mV_0\dot{\theta} - P\alpha + Y_a - mg\cos\theta_1 \\ J_z\dot{\omega}_z = M_z; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z \\ \alpha = \vartheta - \theta. \end{aligned} \quad (2.21)$$

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

Наприклад,

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_0 + \Delta\alpha; & \vartheta &= \vartheta_0 + \Delta\vartheta; & \theta &= \theta_0 + \Delta\theta; \\ \delta_B &= \delta_{B0} + \Delta\delta_B; & Y_a &= Y_{a0} + \Delta Y_a; & M_z &= M_{z0} + \Delta M_z, \end{aligned} \quad (2.22)$$

де $\Delta\alpha, \Delta\vartheta, \Delta\theta, \Delta\delta_B, \Delta Y_a, \Delta M_z$ - малі прирости параметрів поздовжнього руху; $\alpha_0, \vartheta_0, \theta_0, \delta_{B0}, Y_{a0}, M_{z0}$ - програмні (балансуючі) значення параметрів поздовжнього руху.

Сутність лінеаризації складається з того, що від лівої та правої частин кожного рівняння необхідно взяти лише лінійні частини приростів параметрів руху, сил і моментів. Цю операцію зручно вчиняти за правилами знаходження повного диференціала. Для подання нелінійних залежностей вихідної системи рівнянь у вигляді (2.22) розкладемо ці функції в ряд Тейлора, обмежуючись тільки лінійними членами розкладання. Частинні похідні, що входять у вирази для ступеневих рядів, визначаються в точці, яка відповідає незбуреному руху. В аеродинаміці прийнято позначати їх з верхнім індексом, що відповідає параметру, від якого береться похідна.

Наприклад,

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

Розкладання нелінійних залежностей в ряд Тейлора з урахуванням (1.31) має вигляд:

$$\begin{aligned} Y_a &= Y_{a0} + Y_a^\alpha \Delta\alpha; \\ M_z &= M_{z0} + M_z^\alpha \Delta\alpha + M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z + M_z^{\delta_B} \Delta\delta_B; \\ mg \cos \theta &= mg \cos \theta_0 - (mg \sin \theta_0) \Delta\theta = mg \cos \theta_0. \end{aligned} \quad (2.23)$$

В останньому виразі враховано, що для умов програмного горизонтального польоту $\sin\theta_o = 0$.

Підставимо отримані вирази у вихідну систему рівнянь і віднімемо з цих рівнянь параметри незбуреного руху. Для запису системи диференціальних рівнянь у формі Коші розділимо перше рівняння на mV_o , а друге на J_z .

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

$$\Delta\dot{\theta} + a_{\theta}^{\alpha}\Delta\alpha = 0;$$

$$\Delta\dot{\vartheta} = \Delta\omega_z; \tag{2.24}$$

$$\Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta.$$

Коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь мають вигляд:

$$a_y^{\alpha} = -\frac{(Y_a^{\alpha} + P_o)}{mV_o}; a_{mz}^{\alpha} = -\frac{M_z^{\alpha}}{J_z}; a_{mz}^{\omega z} = -\frac{M_z^{\omega z}}{J_z}; a_{mz}^{\delta\delta} = \frac{M_z^{\delta\delta}}{J_z}.$$

Математична модель (2.24) не враховує збурення, що діють на літак. Серед збурень, що діють на літак, можна виділити:

- збурення, що порушують рівновагу сил, діючих на літак, наприклад, скидання вантажу. Дію цих збурень можна врахувати шляхом додаванням до першого рівняння - рівняння сил члена $f_y^{\delta\delta}$, величина якого пропорційна діючому збуренню.

- Збурення, що порушують рівновагу моментів, діючих на літак, наприклад, випуск шасі, закрилків і т.п. Дію цих збурень можна звести до додаткового відхилення руля висоти і описати у другому рівнянні - рівнянні моментів як член δ_6^f .

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

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

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

Відомо, що центрований стаціонарний ергодичний випадковий процес може бути описаний власною спектральною густиною. Для нормальної складової атмосферної турбулентності загально визнаною є така математична модель (модель Драйдена):

$$S_{wg}(\omega) = \frac{\sigma_w^2 \cdot L [1 + 3(\omega L/V)^2]}{V \cdot [1 + (\omega L/V)^2]^2}, \quad (2.25)$$

де σ_w - середньоквадратичне значення швидкості випадкового вітру;

L - лінійний масштаб турбулентності.

Атмосферу вважають практично спокійною, якщо $\sigma_w > 0,5$ м/с, і дуже збуреною, якщо $\sigma_w > 2,5$ м/с. Лінійний масштаб турбулентності в залежності від метеоумов, пори року і т.п. приймає значення в інтервалі $L = (100 \div 1000)$ м.

При дослідженні САУ польотом ЛА спектральна густина нормальної складової атмосферної турбулентності може бути відділена з білого шуму за допомогою формуючого фільтра

$$S_{вых}(\omega) = |W_\phi(j\omega)|^2 S_o.$$

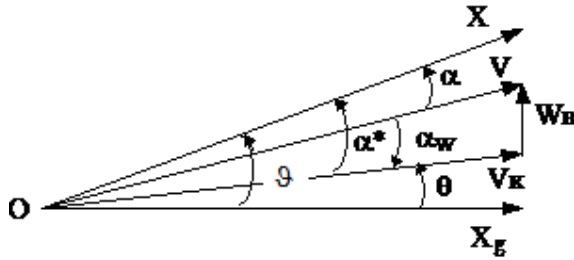
Якщо за інтенсивність білого шуму S_o прийняти величину

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

то для вертикальної складової атмосферної турбулентності передаточна функція формуючого фільтра буде мати вигляд:

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

де $T_\phi = L/V$.



Оцінимо вплив вітрових збурень на поздовжній рух літака. Припустимо, що спочатку політ здійснюється в нерухомій атмосфері зі швидкістю V , кутом тангажу ϑ та кутом атаки α^* (рис. 2.2).

α^* (рис. 2.2).

Нехай на літак раптово діє випадковий порив вертикального вітру W_v . Це рівнозначно зміні кута атаки на величину α_w . Оскільки кут тангажу не може змінитися миттєво, то кінематичне співвідношення для кута атаки набуває вигляду: $\alpha = \vartheta - \theta + \alpha_w$.

Якщо відношення V/W_v достатньо велике, то приріст кута атаки від вертикального вітру приблизно має вигляд: $\alpha_w = \frac{W_v}{V}$.

Відповідно середньоквадратичне відхилення кута атаки дорівнює: $\sigma_{\alpha_w} = \frac{\sigma_{W_v}}{V}$,

де σ_{W_v} - середньоквадратичний вертикальний вітер.

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

$$\Delta \dot{\vartheta} + \alpha_w^* \Delta \alpha = f_{\vartheta}^* \delta,$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = \Delta \omega_z; \tag{2.26}$$

$$\Delta \alpha = \Delta \vartheta - \Delta \theta + \alpha_w.$$

Перетворимо отриману систему рівнянь. Після диференціювання співвідношення $\Delta \alpha = \Delta \vartheta - \Delta \theta + \alpha_w$ та підставлення в нього $\Delta \dot{\vartheta} = \Delta \omega_z$, можна з урахуванням першого рівняння системи (2.26) отримати

$$\Delta \alpha^2 = \Delta \omega_z + a_y^\alpha \Delta \alpha + a_W^\alpha. \quad (2.27)$$

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

Наприклад: $\bar{x} = \frac{\Delta x}{x_0}$, де x_0 - базове значення змінної x .

Обираючи за базове значення для кутових параметрів величину в один радіан, отримаємо: $\bar{\theta} = \Delta \theta$; $\bar{\alpha} = \Delta \alpha$; $\bar{\vartheta} = \Delta \vartheta$; $\bar{\delta}_e = \Delta \delta_e$.

У подальшому риску над позначенням безрозмірних параметрів будемо пропускати. Лінійна модель поздовжнього короткоперіодичного руху в безрозмірній формі приймає такий вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} + a_y^\alpha \alpha &= f_y^{3\delta} \delta; \\ \dot{\omega}_z + a_{mz}^\alpha \alpha + a_{mz}^{\omega z} \omega_z &= a_{mz}^{\delta e} (\delta_e + \delta_e^f); \\ \dot{\alpha} - \omega_z - a_y^\alpha \alpha &= a_\omega^f \omega_w \end{aligned} \quad (2.28)$$

Далі, застосовуючи перетворення Лапласа до системи (2.28) при нульових початкових умовах, отримаємо математичну модель поздовжнього короткоперіодичного руху в операційній формі:

$$\begin{aligned} p\theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= f_y^{3\delta}(p); \\ (p + a_{mz}^{\omega z})\omega_z(p) + a_{mz}^\alpha \alpha(p) &= a_{mz}^{\delta e} [\delta_e(p) + \delta_e^f(p)]; \\ -\omega_z(p) + (p - a_y^\alpha)\alpha(p) &= p\alpha_w(p). \end{aligned} \quad (2.29)$$

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

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

2.5. ПД – закони регулювання

Пропорційно-інтегрально-диференційний (ПД) регулятор – найбільш розповсюджена структура регулятора в управлінні процесами. ПД – регулятор

виробляє вихідний сигнал, який є сумою трьох складових пропорційного регулювання, регулювання за інтегралом і регулювання за похідною.

Пропорційна складова усуває безпосередньо помилку в значенні величини, що стабілізується в даний момент часу. Вихідний сигнал пропорційної складової тим більше, чим сильніше регульована величина відхиляється від заданого значення. Якщо вхідний сигнал дорівнює заданому значенню, то вихідний дорівнює нулю [6].

При використанні пропорційного значення регульованої величини ніколи не стабілізується на заданому значенні. Існує так звана статична помилка, яка дорівнює такому відхиленню регульованої величини, яке забезпечує вихідний сигнал, що стабілізує вихідну величину саме на цьому значенні.

Чим більше коефіцієнт пропорційності між вхідним і вихідним сигналом (коефіцієнт посилення), тим менше статична помилка, проте при дуже великому коефіцієнті посилення можуть початися автоколивання, а при подальшому збільшенні коефіцієнта система може втратити стійкість.

Для усунення статичної помилки використовують інтегральну складову. Вона дозволяє регулятору «вчитися» на попередньому досвіді. Якщо система не випробовує зовнішніх збурень, то через деякий час регульована величина стабілізується на заданому значенні, сигнал пропорційної складової дорівнюватиме нулю, а вихідний сигнал повністю забезпечуватиме інтегральна складова.

Диференціальна складова протидіє передбачуваним відхиленням регульованої величини, які можуть статися в майбутньому. Ці відхилення можуть бути викликані зовнішніми збуреннями або запізнюванням дії на систему. Чим швидше регульована величина відхиляється від установки, тим сильніше протидія, що створюється диференціальною складовою.

Призначення ПД-регулятора — у підтримці заданого значення x_0 деякої величини x за допомогою зміни іншої величини u . Вихідний сигнал u визначається трьома доданками:

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de}{dt}, \quad (2.30)$$

де K_p , K_i , K_d — коефіцієнти підсилення пропорційної, інтегральної і диференціальної складових регулятора, відповідно.

Більшість методів налаштування ПД-регуляторів використовують декілька іншу формулу для вихідного сигналу, в якій на пропорційний коефіцієнт посилення помножені також інтегральна і диференціальна складові:

$$u(t) = K_p \left(e(t) + K_{ip} \int_0^t e(\tau) d\tau + K_{dp} \frac{de}{dt} \right) \quad (2.31)$$

2.6. Постановка задачі

В якості моделі подовжнього руху взято модель літака середньої ваги. Керуючими змінними в даному русі є тяга двигуна T та кут відхилення руля висоти δ . Рівняння руху можна лінеаризувати відносно номінального рішення, яке являє собою горизонтальний політ з постійною швидкістю, рис 2.3.

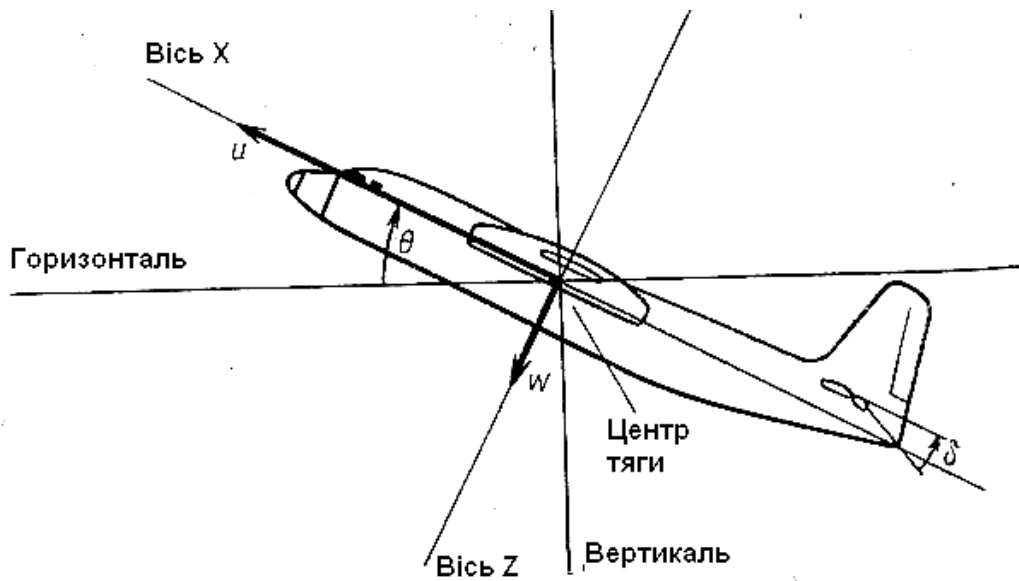


Рис.2.3.Подовжній рух літака

Виберемо наступні змінні стану:

$$\xi_1(t) = u(t) - \text{приріст швидкості по осі } x,$$

$$\xi_2(t) = \omega(t) - \text{швидкість по осі } z,$$

$$\xi_3(t) = \theta(t) - \text{тангаж},$$

$$\xi_4(t) = q(t) - \text{кутовa швидкість по тангажу}.$$

Вхідну змінну, представлену через c , визначимо наступним чином:

В даному виразі $T(c)$ – приріст тяги двигуна, а $\delta(t)$ - відхилення руля висоти.

В якості управляючого переміщення взято:

$$z(t) = \begin{cases} u(t) - \text{приріст швидкості по осі } x, \\ \theta(t) - \text{тангаж}. \end{cases}$$

Використовуючи введені позначення, можна отримати диференціальні рівняння на основі законів інерції та аеродинаміки, що описують рух літака. Для часткового випадку крейсерського руху літака отримано наступні лінеаризовані диференціальні рівняння стану[1]:7

$$\dot{x}(t) = \begin{bmatrix} -0,01580 & 0,02633 & -9,810 & 0 \\ -0,1571 & -1,030 & 0 & 120,5 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0,00052 & -0,01652 & 0 & -1,416 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 0,0006056 & 0 \\ 0 & -9,496 \\ 0 & 0 \\ 0 & -5,565 \end{bmatrix} c(t)$$

Тут використовуються наступні одиниці виміру фізичних величин:

Управляюче переміщення прийме вигляд:

$$z(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x(t)$$

Постановка задачі полягає в наступному: для обраної математичної моделі знайти такий закон управління, що забезпечить стійкість і задану якість управління при обмеженнях на виконавчий механізм і дане рішення буде лежати в ПД-законях управління.

Оскільки стійкість являється основною властивістю, яка визначає можливість і безпечність польоту літака, тому необхідно дослідити нашу модель на стійкість. Для цього скористаємося пакетом програм Matlab.

Створимо модель в просторі Simulink, як показано на рис.2.4:

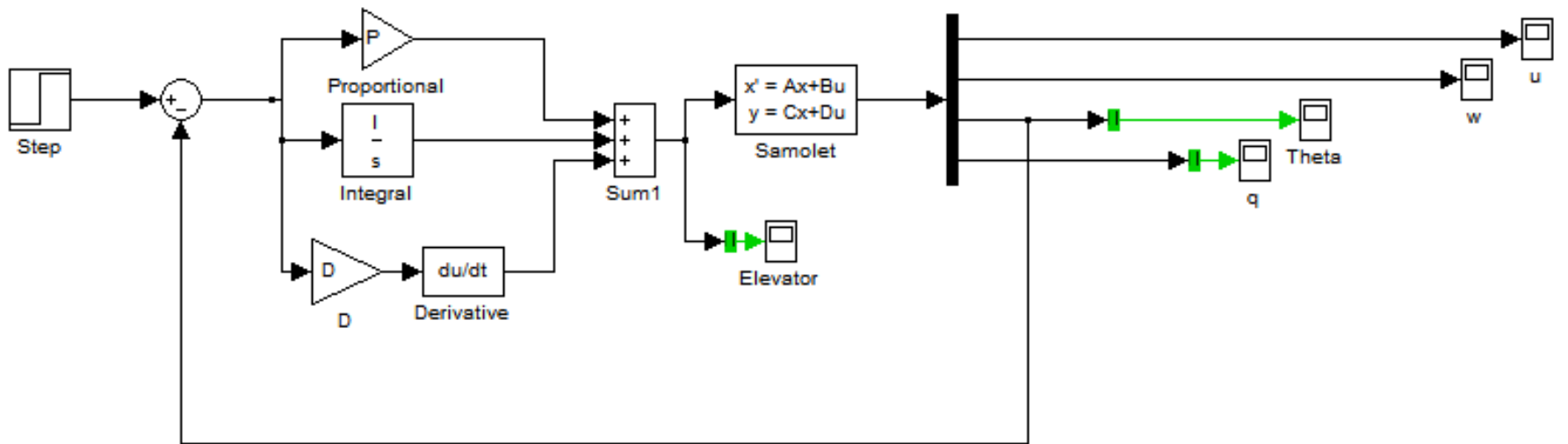


Рис. 2.4. Схема моделі управління.

Дослідимо нашу модель як об'єкт управління. Для цього на вхід подаємо часову характеристику, а саме *step*, яка являє собою залежність вихідного сигналу системи від часу при подачі на її вхід одиничного скачка.

Одиничний стрибок $1(t)$ визначається умовами:

$$1(t) = \begin{cases} 0 & \text{при } t \leq 0; \\ 1 & \text{при } t > 0. \end{cases}$$

Реакція САУ на одиничний стрибок називається перехідною функцією системи й позначається $h(t)$

На виході отримали наступну залежність, рис. 2.5:

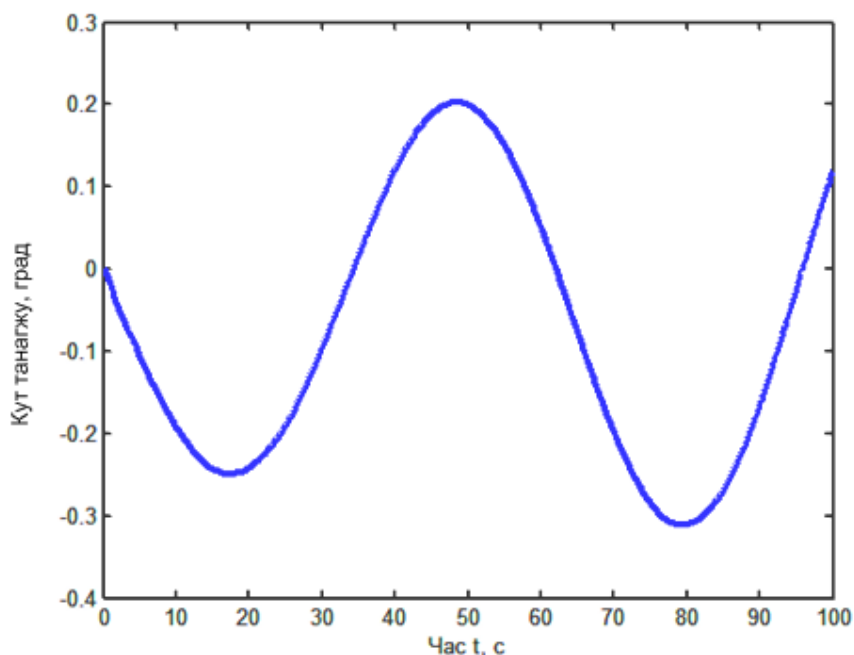


Рис.2.5. Реакція кута тангажу на ступінчатий вхід.

Виходячи з отриманого графіка залежності кута тангажу та часу, робимо висновок, що система є нестійкою, адже процес є незатухаючим, з великими коливаннями. А з цього випливає, що система потребує корекції.

Висновок до розділу 2

Будь-який літак, що здійснюється в повітря, крім високих льотно-тактичних даних повинен бути добре врівноважений, бути стійким й одночасно добре керованим. Виконання цих вимог - складне конструктивне завдання. Поняття стійкість - здатність об'єкта повертатися до вихідного режиму існування після припинення впливу.

В даному розділі ми визначили математичну модель подовжнього руху літака, де вихідною змінною є кут тангажу, а управляючою - руль висоти.

При подачі на вхід системи перехідної функції, що привела до ступінчатого відхилення руля висоти, реакція кута тангажа носить нестійкий коливальний характер. Це говорить про те, що літак потребує корекції і створення керуючого пристрою, що забезпечує стійкість і якість управління.

В наступному розділі розглянемо реакцію інших вихідних координат на ступінчатий вплив та шляхи управління ними.

РОЗДІЛ 3

Синтез системи управління подовжнім рухом літака

3.1. Вибір методу синтезу системи управління

Важливим аспектом у розробці систем керування зворотним зв'язком є стійкість систем. Стійкість систем повинна бути забезпечена в усіх випадках її використання. Іноді основне завдання зворотнього зв'язку складається із стабілізації нестійкої системи або, якщо перехідний процес не загасає досить швидко, у поліпшенні її динамічних властивостей.

Розглянемо лінійну нестационарну систему, яка описується диференціальним рівнянням стану

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \quad (3.1)$$

Якщо припустити, щопевний стан системи можна точно виміряти в будь-який момент часу, то можна реалізувати лінійний закон управління виду

$$u(t) = -F(t)x(t), \quad (3.2)$$

де $F(t)$ - змінна матриця коефіцієнтів підсилення зворотнього зв'язку. Якщо цей закон управління використається в системі (3.1), то замкнута система управління описується наступним диференціальним рівнянням стану:

$$\dot{x}(t) = [A(t) - B(t)F(t)]x(t) \quad (3.3)$$

Стійкість цієї системи залежить, звичайно, від поводження матриць $A(t)$ і $B(t)$, а також від матриці коефіцієнтів $F(t)$.

Лінійний закон керування $u(t) = -F(t)x(t)$ називається асимптотично стійким законом управління для системи (3.1), якщо замкнута система (3.3) є асимптотично стійкою.

За певної умови лінійна система з постійними змінними завжди може бути стабілізована за допомогою закону управління із зворотним зв'язком. Систему можна стабілізувати, оскільки полюси замкнутої системи можуть бути довільно розташовані на комплексній. Однак, щоб підвищити швидкодію системи, необхідно мати вхідну змінну великої амплітуди. Ці міркування приводять до постановки оптимізації, в якій одночасно враховуються швидкість переходу системи в нульовий стан і величина амплітуди вхідної змінної.

Існує багато критеріїв швидкості переходу системи з початкового стану в нульовий; ефективним є квадратичний інтегральний критерій

$$\int_{t_0}^{t_1} \mathbf{x}^T(t) \mathbf{R}_1(t) \mathbf{x}(t) dt \quad (3.4)$$

Тут $\mathbf{R}_1(t)$ - ненегативна симетрична матриця. Величина $\mathbf{x}^T(t) \mathbf{R}_1(t) \mathbf{x}(t)$ є мірою відхилення стану системи в момент t від нульового стану; вагова матриця визначає вагу кожній з компонент стану. Інтеграл (3.1) є критерієм сумарного відхилення $\mathbf{x}(t)$ від нульового перебування на інтервалі часу $[t_0, t_1]$.

Сформулюємо детермінованого лінійного оптимального регулятора.

Розглянемо лінійну систему з постійними параметрами

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t), \quad (3.5)$$

де

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$$

з керованою змінною

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{D}(t)\mathbf{x}(t) \quad (3.6)$$

Розглянемо також критерій

$$\int_{t_0}^{t_1} [z^T(t)R_3(t)z(t) + u^T(t)R_2(t)u(t)]dt + x^T(t_1)P_1x(t_1), \quad (3.7)$$

де P_1 - ненегативна симетрична матриця, а $R_3(t)$ і $R_2(t)$ - позитивно симетричні матриці при $t_0 \leq t \leq t_1$. Тоді завдання визначення вхідної змінної, при якій критерій мінімальний, називається завданням детермінованого лінійного оптимального регулятора.

Значні труднощі створює вибір вагових матриць R_3 , $R_2(t)$ і P_1 , їх необхідно вибирати в такий спосіб. Звичайно можна визначити інтегральну квадратичну помилку регулювання, інтегральну квадратичну вхідну змінну й зважену квадратичну термінальну помилку.

Розглянемо кілька додаткових питань, пов'язаних з матрицею $P(t)$. Для неї можна одержати диференціальне рівняння. Із цією метою продиференціюємо матрицю $P(t)$ по t :

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) = & [\dot{\theta}_{21}(t, t_1) + \dot{\theta}_{22}(t, t_1)P_1][\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1]^{-1} - [\theta_{21}(t, t_1) + \\ & \theta_{22}(t, t_1)P_1][\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{11}(t, t_1)P_1]^{-1} [\dot{\theta}_{11}(t, t_1) + \dot{\theta}_{12}(t, t_1)P_1][[\theta_{11}(t, t_1) + \\ & \theta_{11}(t, t_1)P_1]^{-1}], \end{aligned} \quad (3.8)$$

Так як $\theta(t, t_0)$ є перехідною матрицею, то маємо:

$$\begin{aligned} \dot{\theta}_{11}'(t, t_1) &= A(t)\theta_{11}(t, t_1) - B(t)R_2^{-1}(t)B^T(t)\theta_{21}(t, t_1), \\ \dot{\theta}_{12}'(t, t_1) &= A(t)\theta_{12}(t, t_1) - B(t)R_2^{-1}(t)B^T(t)\theta_{22}(t, t_1), \\ \dot{\theta}_{21}'(t, t_1) &= -R_1(t)\theta_{11}(t, t_1) - A^T(t)\theta_{21}(t, t_1), \\ \dot{\theta}_{22}'(t, t_1) &= -R_1(t)\theta_{12}(t, t_1) - A^T(t)\theta_{22}(t, t_1). \end{aligned} \quad (3.9)$$

Підставимо ці вирази в (3.8), одержимо після перегрупування наступне диференціальне рівняння:

$$-\dot{P}(t) = R_1(t) - P(t)B(t)R_2^{-1}(t)B^T(t)P(t) + P(t)A(t) + A^T(t)P(t). \quad (3.10)$$

Це рівняння будемо називати матричним рівнянням Рікатті.

Оптимальна вхідна змінна в детермінованому оптимальному лінійному регуляторі задається лінійним законом управління

$$u^0(t) = -F^0(t)x^0(t), \quad (3.11)$$

де

$$F^0(t) = R_2^{-1}(t)B^T(t)P(t) \quad (3.12)$$

Тоді існує симетрична ненегативна певна матриця $P(t)$, що задовольняє матричному рівнянню Рікатті (3.10) з кінцевою умовою $P(t_1) = P_1$, і де

$$R_1(t) = D^T(t)R_3(t)D(t).$$

Для оптимального рішення маємо співвідношення

$$\int_t^{t_1} [x^{0T}(\tau)R_1(\tau)x^0(\tau) + u^{0T}(\tau)R_2(\tau)u^0(\tau)]d\tau + x^{0T}(t_1)P_1x^0(t_1) = x^{0T}(t)P(t)x^0(t), t \leq t_1 \quad (3.13)$$

Видно, що матриця $P(t)$ дозволяє не тільки знайти оптимальний закон управління зі зворотним зв'язком, але й оцінити величину критерію для будь-яких заданих початкового стану й початкового моменту часу.

Вирішення рівняння Рікатті має вигляд:

$$\bar{P}(t) = \lim_{t_2 \rightarrow \infty} \Pi(t; 0; t_2) = \lim_{t_2 \rightarrow \infty} \Pi(t; \Pi(t_1; 0; t_2), t_1) = \Pi[t; \lim_{t_2 \rightarrow \infty} \Pi(t_1; 0; t_2), t_1] = \Pi[t; \bar{P}(t_1), t_1]. \quad (3.14)$$

Назвемо $\bar{P}(t)$ сталим вирішенням рівняння Рікатті. Цьому сталому рішенням відповідає сталий оптимальний закон управління

$$u(t) = -\bar{F}(t)x(t), \quad (3.15)$$

де

$$\bar{F}(t) = R_2^{-1}(t)B^T(t)\bar{P}(t).$$

Розглядаючи стійкість системи управління, отримаємо наступний результат.

Розглянемо завдання побудови детермінованого лінійного оптимального регулятора і припустимо, що виконуються допущення щодо матриць A , B , D , R_3 і R_2 . Тоді якщо система

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t), \\ z(t) &= D(t)x(t) \end{aligned} \quad (3.16)$$

а) одночасно повністю керована і повністю відновлювана або

б) експоненційно стійка

то:

1. Оптимальний закон управління в сталому режимі

$$u(t) = -R_2^{-1}(t)B^T(t)\bar{P}(t)x(t) \quad (3.17)$$

експоненційно стійкий;

2. Закон управління мінімізує критерій

$$\lim_{t_1 \rightarrow \infty} \left\{ \int_{t_2}^{t_1} [z^T(t)R_3(t)z(t) + u^T(t)R_2(t)u(t)]dt + x^T(t_1)P_1x(t_1) \right\} \quad (3.18)$$

для всіх $P_1 \geq 0$. Мінімальна величина критерію, яка досягається при сталому законі управління, визначається

$$x^T(t_0)\bar{P}(t_0)x(t_0).$$

Тепер ми володіємо методом синтезу лінійних систем зі зворотним зв'язком, які асимптотично стійкі й у той же час мають оптимальні характеристики перехідного процесу в тому розумінні, що будь-який ненульовий

початковий стан переводитися в нульовий стан оптимальним чином. Для систем з постійними параметрами цей висновок є гарним доповненням до теорії стабілізації, де було показано, що будь-яка система з постійними параметрами в загальному випадку може бути стабілізована за допомогою лінійного закону зі зворотним зв'язком, а полюса замкнутої системи можна розмістити довільно.

В даній роботі скористаємось методом синтезу за допомогою прикладної програми NCD Blockset в середовищі Matlab.

Nonlinear ControlDesign (NCD) Blockset реалізує метод динамічної оптимізації для проектування систем управління. Цей інструмент, розроблений для користування з Simulink, автоматично системні параметри, ґрунтуючись на визначених користувачем обмеженнях на тимчасові характеристики і працює з будь-якими моделями Simulink. Використовує властивість "click-and-drag" для зміни тимчасових обмежень. Дозволяє легко змінювати і вказувати невизначені параметри. Забезпечує інтерактивну оптимізацію. Пропонує моделювання Монте-Карло. Підтримує проектування SISO і MIMO систем управління. Включає придушення перешкод, стеження та інші відгуки. Підтримує проблеми параметра, що повторюється, і управління системами із запізненням. Дозволяє вибирати між задоволеними і недосяжними обмеженнями.

Рішення задачі умовної оптимізації. NCD Blockset забезпечує унікальний інтерактивний графічний призначений для користувача інтерфейс (GUI) для модифікації параметрів систем і завдання обмежень. Використовуючи кнопки, можна задавати обмеження за часом, параметри, які визначаються умовами оптимізації. Метод оптимізації здійснює послідовні цикли моделювання в Simulink і змінює змінні, поступово задовольняючи обмеження. NCD-Blockset містить графічний інтерфейс для налаштування параметрів динамічних об'єктів, що забезпечують бажану якість перехідних процесів.

Завдання динамічних обмежень здійснюється у візуальному режимі блоками Signal Constraint. На базі обмежень NCD-Blockset автоматично генерує скінченно вимірної оптимізації так, щоб точка екстремуму в просторі параметрів відповідала виконанню всіх вимог, які пред'являються до якості процесу. Ця проблема вирішується із залученням спеціалізованої процедури квадратичного програмування з пакету Optimization Toolbox. Хід оптимізації контролюється за допомогою відображення графіка процесу і поточних значень функції, що мінімізується. Після закінчення процесу результат фіксується в робочому просторі.

У багатьох роботах з дослідження динамічних характеристик лінійних моделей було засвідчено, що об'єкт стабілізації є нестійкою, немінимально-фазовою ланкою. Для об'єктів такого виду непридатні регулярні методи синтезу і при виборі структури ланки, що коректує, керуються в основному накопиченим досвідом роботи з підвісами, а також мінімальною складністю корекції. Якщо в системі стабілізації допустима робота із статичною помилкою, найбільш простою є інтегрально-диференціальна ланка. Якщо ж система має бути астатичною по збурюючі дії, то доцільно використовувати ПД-регулятор.

Процес оптимізації з використанням NCD-Blockset вимагає початкової точки і діапазону зміни кожного параметру .

3.3. Побудова схеми моделювання для синтезу параметрів закону управління з використанням параметрів Nonlinear ControlDesign (NCD) Blockset в середовищі Matlab

Наявність у літальному апараті площини симетрії дозволяє розділити його просторовий рух на подовжній та боковий. До подовжнього руху належить рух ЛА у вертикальній площині без крену та ковзання при нейтральному положенні руля направлення й органів управління креном (елеронів). При цьому

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

Після дослідження нашої моделі, необхідна її оптимізація, так як система виявилась нестійкою. Управляючими змінними будуть кут тангажу та швидкість польоту літака.

Кутом тангажу ϑ називається кут між подовжньою віссю OX і горизонтальною площиною. Кут тангажу слід вважати позитивним, якщо подовжня вісь розташовується вище горизонтальної площини.

Отже, будемо Simulink-модель об'єкта управління у відповідності зі схемою, що представлена на рис. 3.1.

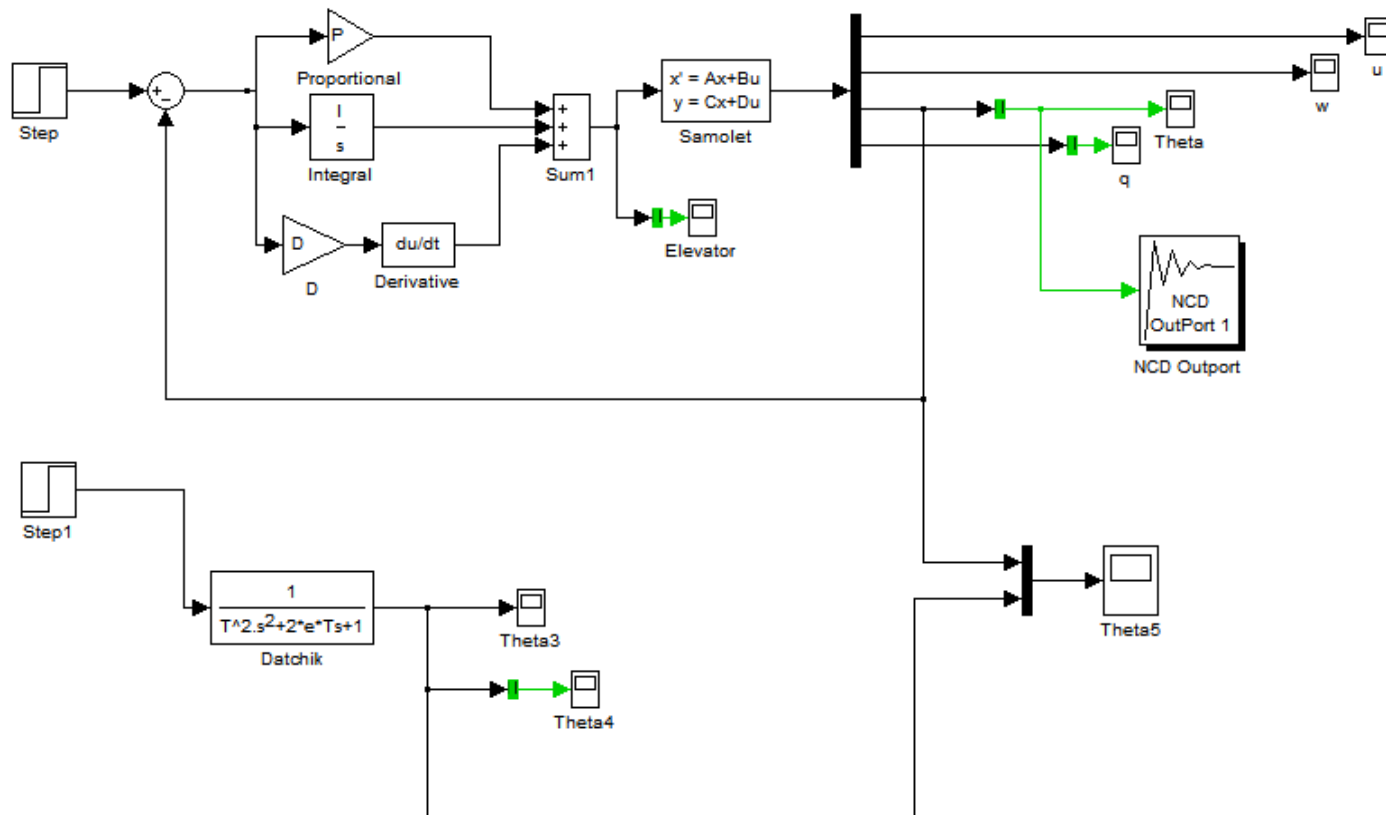
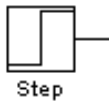
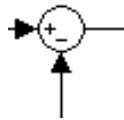


Рис. 3.1. Схема моделювання управління кутом тангажу за допомогою руля висоти.

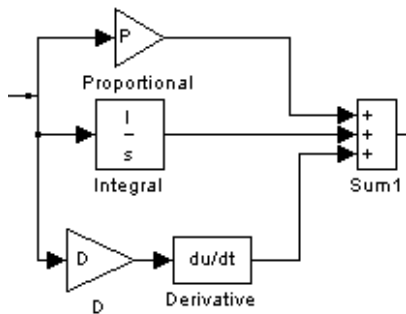
Розглянемо основні складові блоки даної системи:



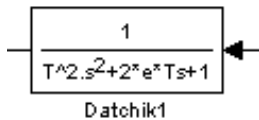
даний блок формує ступінчатий сигнал



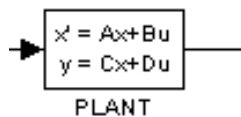
суматор



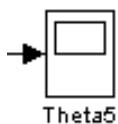
принципова схема ПІД регулятора.



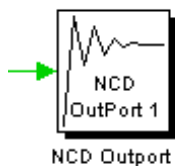
даний блок задає передавальні функції (датчик)



створення динамічного об'єкта, який описується рівняннями в просторі станів.



осцилограф, призначений для відтворення графіків вихідних сигналів



Nonlinear ControlDesign (NCD) Blockset реалізує метод динамічної оптимізації для проектування систем управління

Після створення моделі в просторі Simulink, ініціалізуємо в робочій зоні Matlab усі початкові значення постійних параметрів, а також змінних, які потрібно налаштувати.

```
clc, clear all
```

```
A1=[-0.01580 0.02633 -9.810 0;-0.1571 -1.030 0 120.5;0 0 0 1;0.0005274 -  
0.01652 0 -1.416];
```

```
B1=[0 -9.496 0 -5.565]';
```

```
C1=[1 0 0 0;0 1 0 0;0 0 1 0;0 0 0 1];
```

```
D1=zeros(4,1)
```

```
PLANT=pck(A1,B1,C1,D1);
```

```
seesys(PLANT)
```

```
% Задаємо початкові змінні параметри
```

```
P=0.01;
```

```
I=0;
```

```
D=0.1;
```

Таким чином, ми створили Simulink-модель об'єкта управління і тепер можемо приступати до завдання меж, які накладаються на дану систему.

Двічі нажавши на блоці NCD Outport, отримаємо вікно даного блоку, представленого на рис.3.2.

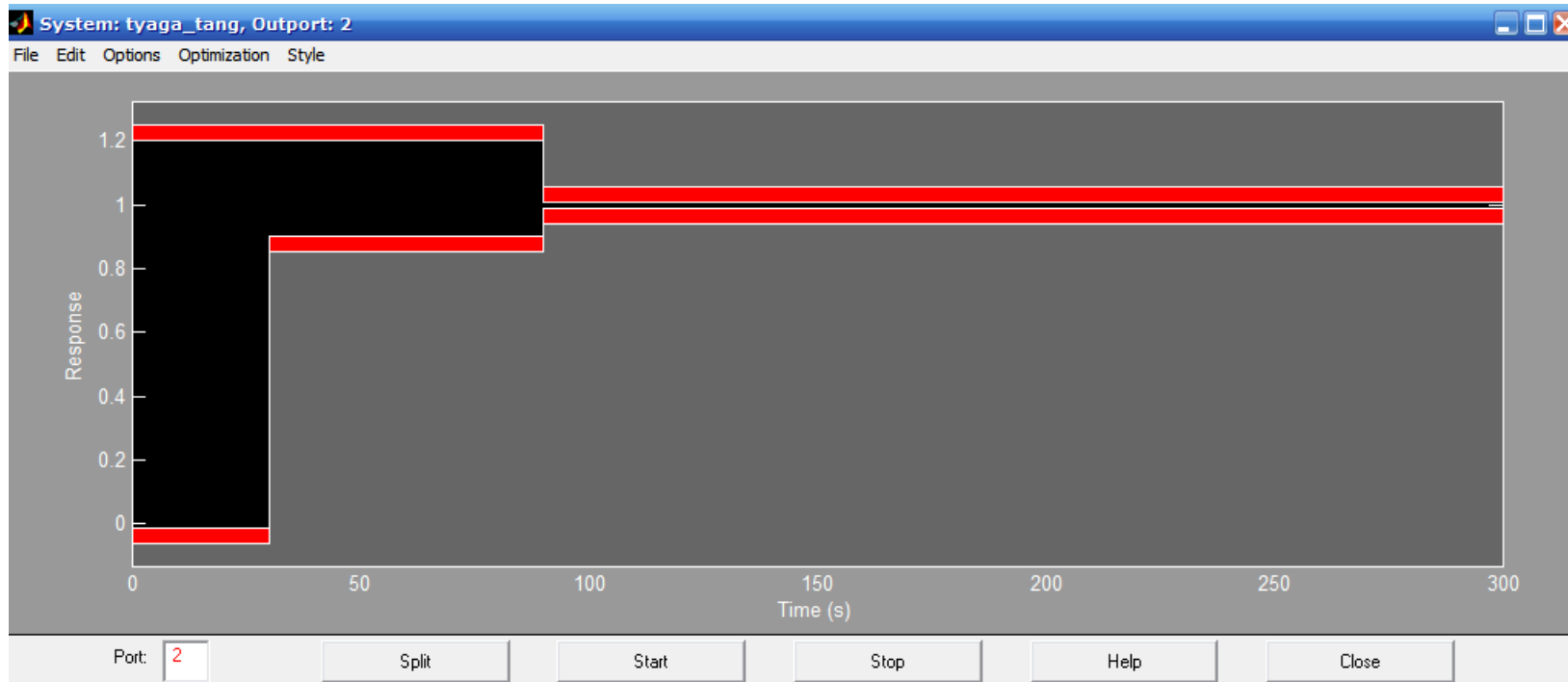


Рис.3.2.

Встановлюємо коридор, в межах якого повинен знаходитись вхідний сигнал блоку NCD Outport, відповідно до вимог поставленої задачі. Для нашої задачі актуальними будуть такі границі: перерегулювання 20%, час встановлення 5t. Дану операцію здійснюємо, пересовуючи красні лінії, які є границями коридору, за допомогою миші.

Після встановлення границь, вибираємо пункт Parameters меню Optimization. Відкривається вікно рис.3.3, в якому необхідно перерахувати імена параметрів, які необхідно настроювати. Для даного випадку це будуть змінні ПІД-регулятора.

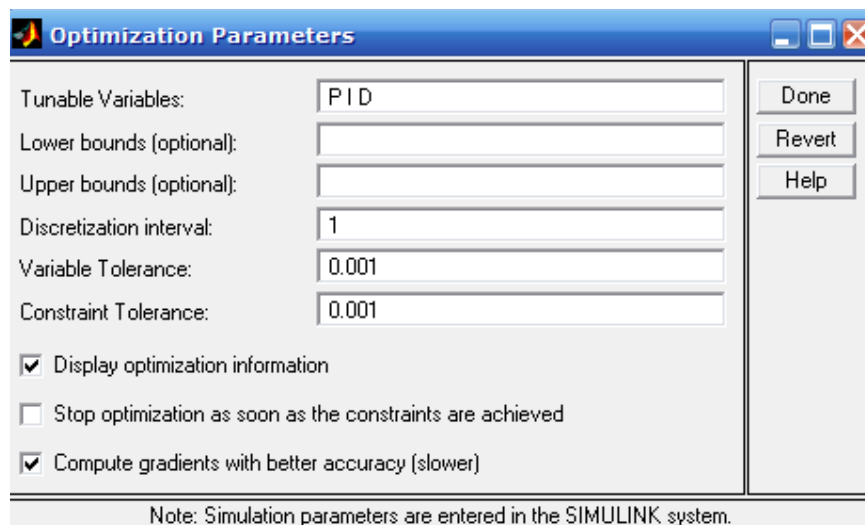


Рис.3.3.

Тепер усе готово для початку процесу оптимізації. Нажимаємо на кнопку Start і можемо спостерігати за розвитком процесу. Для кожного етапу оптимізації в вікні будуть відтворюватися два графіки, які відповідають початковим (білим кольором) і поточним (зеленим кольором) значенням параметрів, які настроюються.

При закінченні процесу оптимізації, оптимальне значення параметрів, які були настроєні, зберігаються в робочій зоні Matlab.

Процес оптимізації проходить у декілька етапів. Для повного досягнення поставленої задачі проміжний графік представлений на рис. 3.4, а кінцевий результат на рис. 3.5.

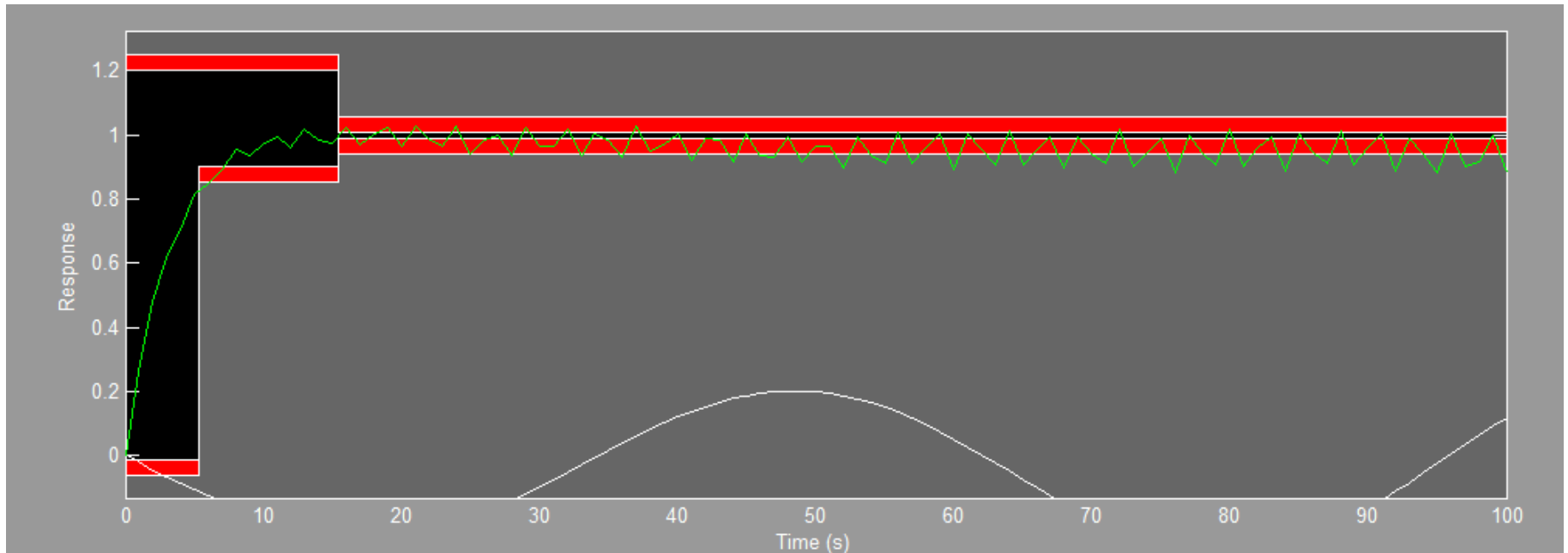


Рис.3.4. Якісні характеристики кута тангажу після оптимізації.

Як бачимо, система не досягла потрібних границь стабілізації, і залишилась нестійкою. Тому покращимо параметри P, I, D, враховуючі ті дані, що отримані після першого етапу оптимізації. Ведемо в робочу зону Matlab наступні значення ПД-регулятора: $P=-3.5$; $I=-0.2$; $D=-19$.

Після встановлення нових значень змінних, отримали наступний графік:

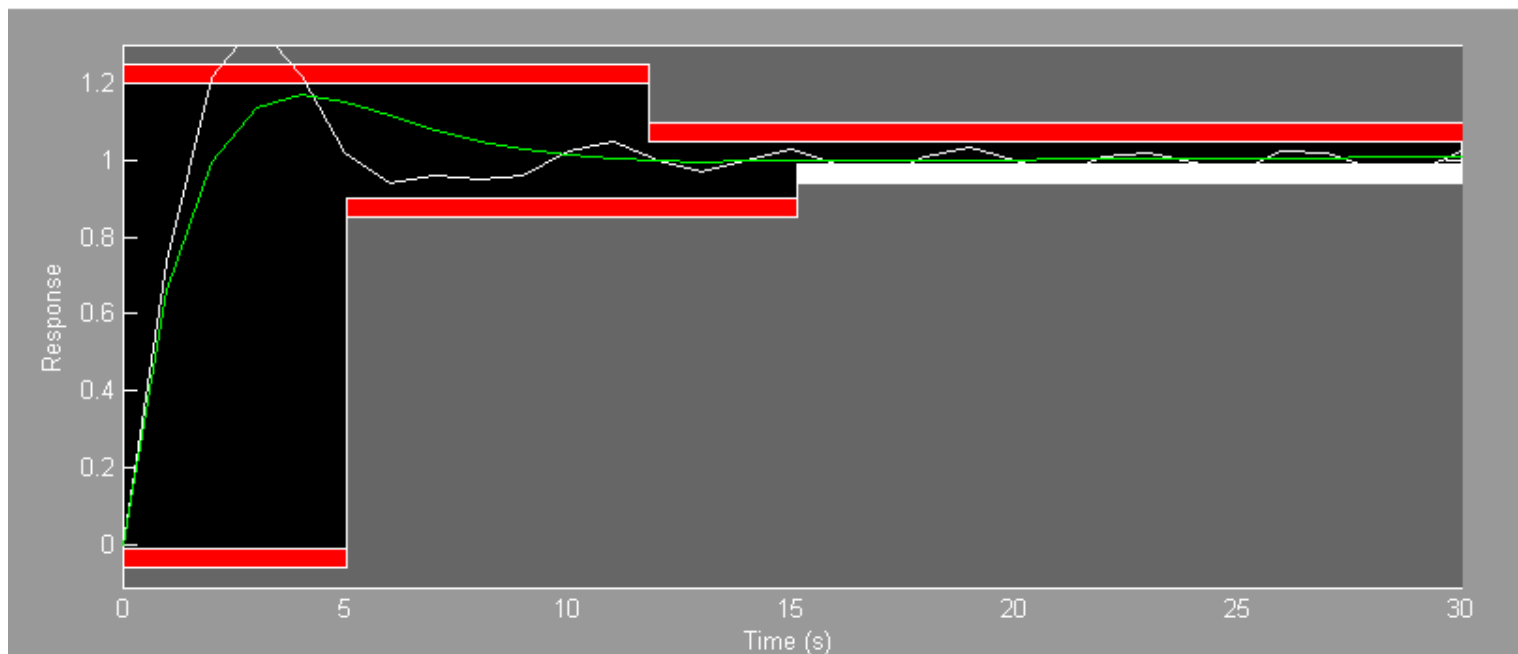


Рис.3.5. Якісні характеристики кута тангажу після завершення процесу оптимізації.

Отриманий графік задовольняє встановленим обмеженням, тобто система стала стійкою. Отриманий результат був досягнутий при таких змінних ПД-регулятора: $P = -5.2096$; $I = -0.3156$; $D = -3.0048$. Час перехідного процесу $T = 15$ с.

3.3.1. Результати моделювання пропорційного законууправління.

3.3.1.1. Результати управління тангажем за допомогою відхилення руля висоти.

Для покращення оптимізаційного процесу у зворотній зв'язок підключимо датчик рис. 3.6.

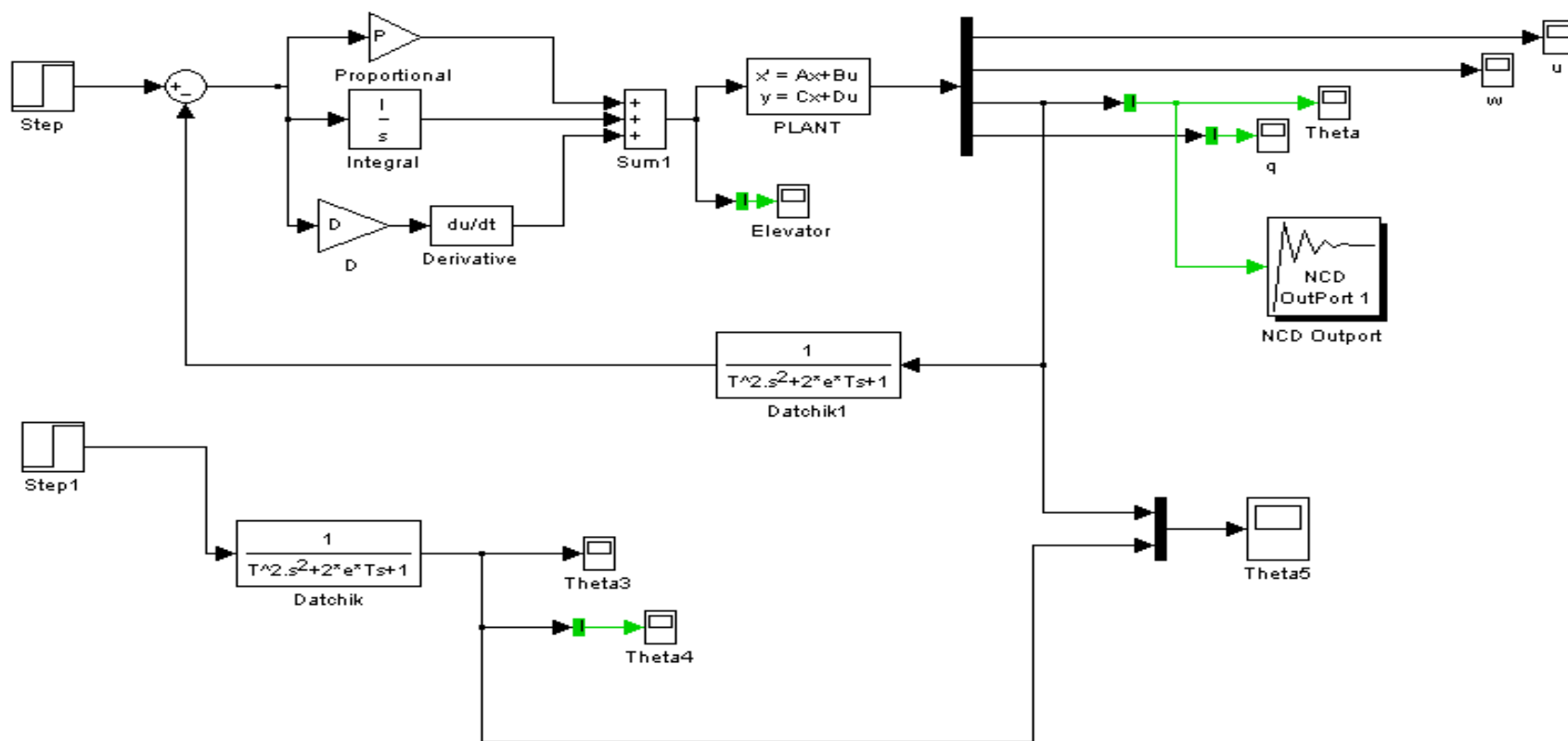


Рис. 3.6. Схема моделі подовжнього руху оптимізації кута тангажу з датчиком у зворотному зв'язку.

Ініціалізуємо в робочій зоні Matlab усі початкові значення постійних параметрів, а також змінних, які потрібно настроїти

```
A1=[-0.01580 0.02633 -9.810 0;-0.1571 -1.030 0 120.5;0 0 0 1;0.0005274 -  
0.01652 0 -1.416];
```

```
B1=[0 -9.496 0 -5.565]';
```

```
C1=[1 0 0 0;0 1 0 0;0 0 1 0;0 0 0 1];
```

```
D1=zeros(4,1)
```

Задаємо початкові змінні параметри

```
P=0.01;
```

```
I=0;
```

```
D=0.1;
```

```
disp('Модель літак')
```

```
sysoutname='Samolet';
```

```
cleanupysic='yes';
```

```
sysic;
```

```
seesys(Samolet)7г8ш
```

```
spoles(Samolet)
```

```
[AD,BD,CD,DD]=unpck(Samolet);
```

Задаємо параметри датчика, який являється фільтром високих частот:

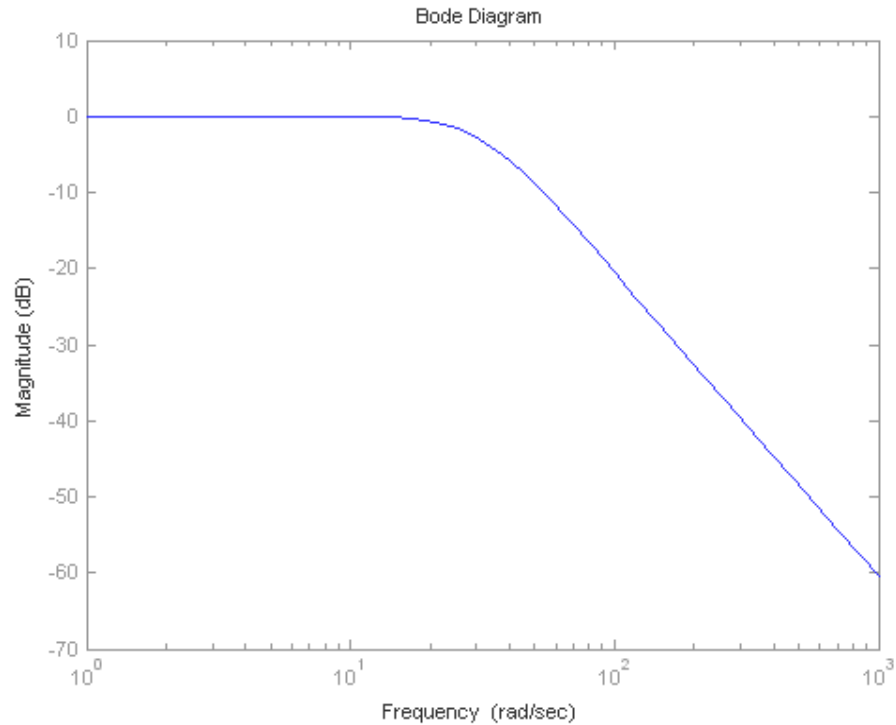
```
T=0.0325;
```

```
e=0.7;
```

```
Datchik=tf(1,[T^2 2*e*T 1])
```

figure(1)

bodemag(Datchik)



```
Dat=nd2sys(1,[T^2 2*e*T 1])
```

```
disp('Модель літак+датчик')
```

```
systemnames='PLANT Dat';
```

```
inputvar='[Elevator]';
```

```
outputvar='[PLANT(1);PLANT(2);Dat;PLANT(4)]';
```

```
input_to_PLANT='[Elevator]';
```

```
input_to_Dat='[PLANT(3)]'
```

Як і попереднього разу процес оптимізації проведемо в декілька етапів, початковий результат рис.3.7 і кінцевий рис.3.8.

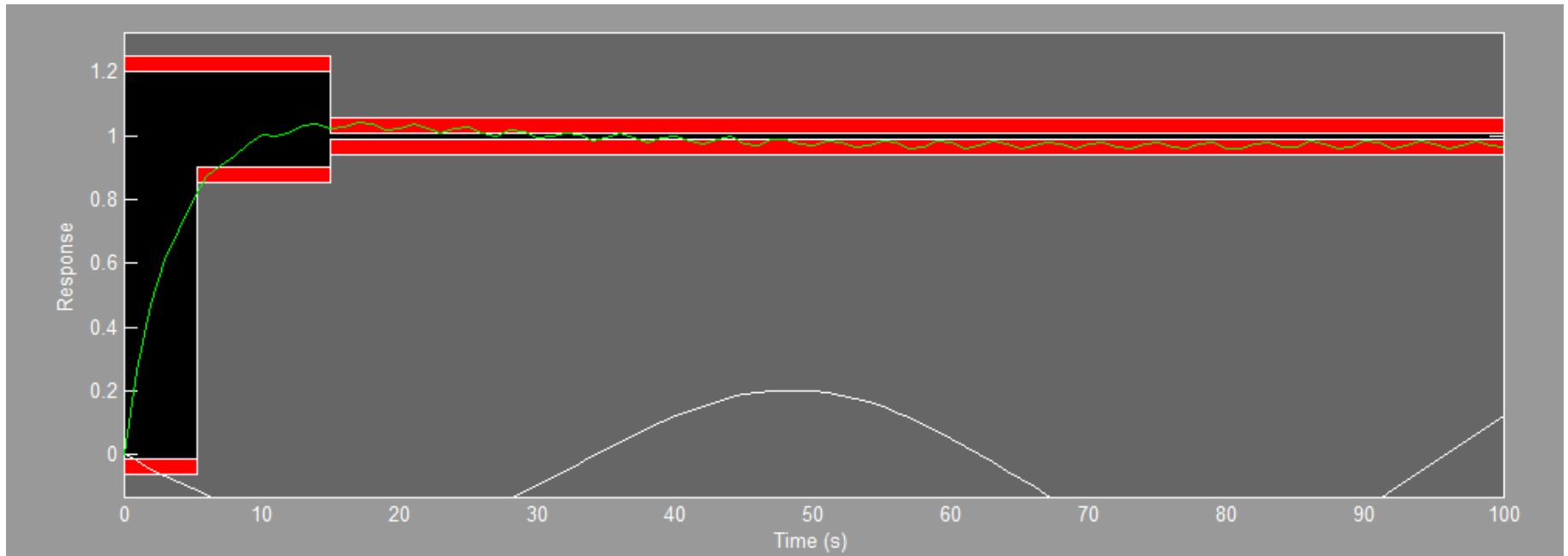


Рис. 3.7. Графік оптимізації моделі, з урахуванням датчика в зворотному зв'язку

Для точності експерименту змінюємо змінні ПІД-регулятора.

$P = -1.9224$

$I = -0.0447$

$D = -6.0242$

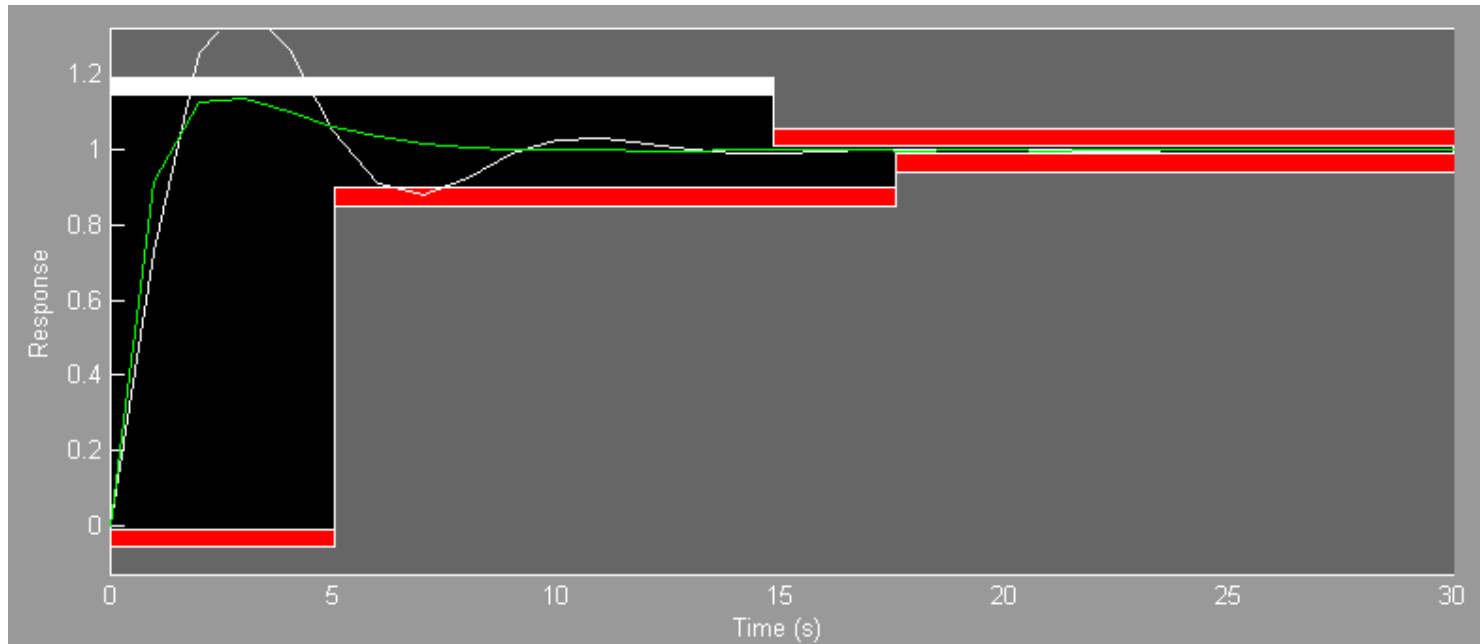


Рис. 3.8. Якісні характеристики кута тангажу з датчиком у зворотному зв'язку.

$$P = -3.4207$$

$$I = -0.4126$$

$$D = -1.7239$$

Вище наведені змінні дають можливість досягти стійкості нашої моделі, при встановлених початкових обмеженнях. Час за який, система набула стійкості рівний $T=12\text{c}$.

Проаналізувавши отримані результати, можна зробити висновок, що вибраний нами ПД-регулятор є доволі сильною ланкою, і може самостійно забезпечувати стійкість системи.

Знайдемо передаточну функцію тангаж-елеватор

```
a=[-0.01580 0.02633 -9.810 0;-0.1571 -1.030 0 120.5;0 0 0 1;0.0005274 -0.01652  
0 -1.416]
```

```
b=[0 -9.496 0 -5.565]';
```

```
c=[0 0 1 0];
```

```
d=zeros(1,1);
```

```
[NUM,DEN] =ss2tf(a,b,c,d);
```

```
Plant=tf(NUM,DEN);
```

```
[z,p,k]=zpkdata(Plant,'v');
```

```
Plant_zpk=ZPK(z,p,k)
```

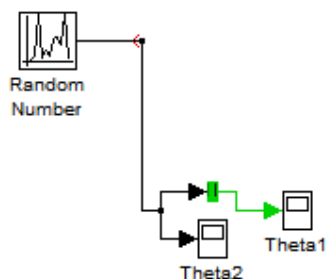
Отримані результати:

Zero/pole/gain:

$$\frac{-3.1086e-015 (s+1.79e015) (s+0.9976) (s+0.02004)}{(s^2 + 0.01217s + 0.008916) (s^2 + 2.45s + 3.453)}$$

При польоті літака на нього діють різномітні збурення, які заважають його нормальному польоту.

В даній роботі такими завадами виступають шуми вимірювання.



В середовищі Simulink джерелом випадкових сигналів з нормальним розподіленням рівня сигналу є блок Random Number, який має закон розподілення представлений на рис.3.9.

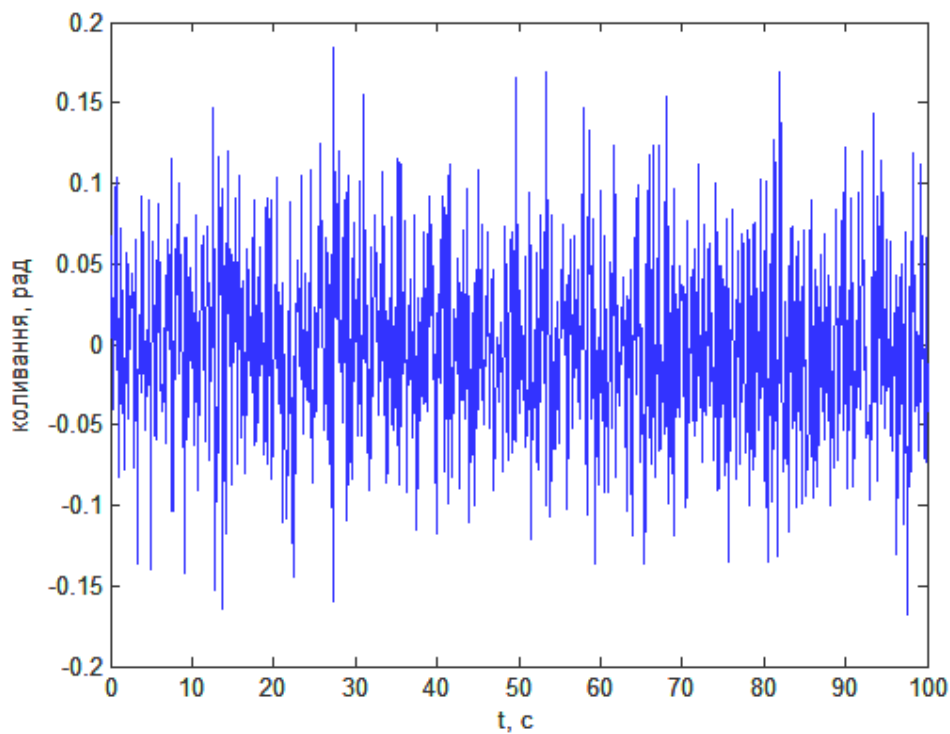


Рис. 3.9. Графік залежності шумів від часу.

Враховуючи шуми, будемо схему представлену на рис. 3.10:

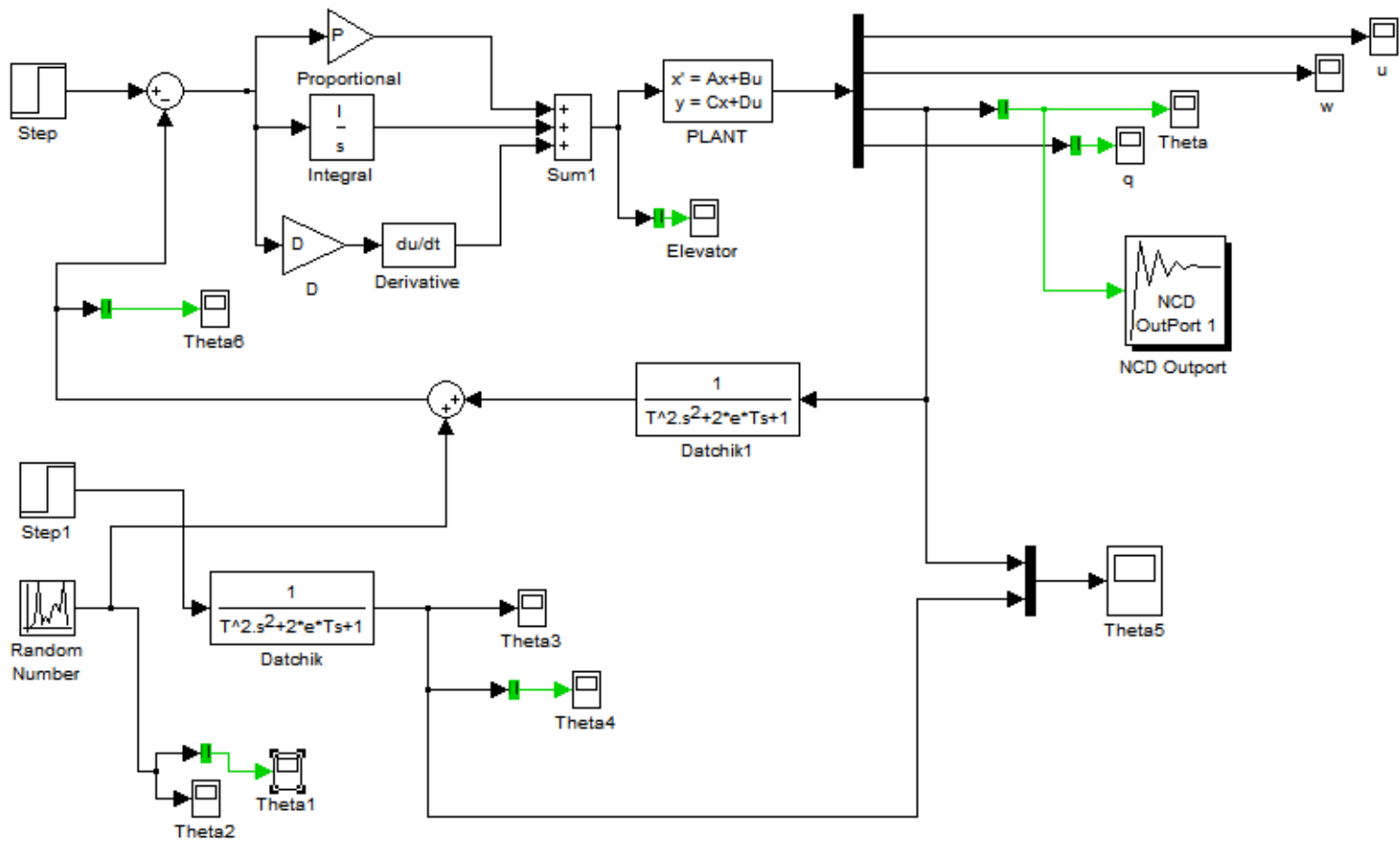


Рис. 3.10. Схема моделювання управління кутом тангажу за допомогою руля висоти з урахування шумів вимірювання.

Перш ніж приступити до процедури оптимізації покажемо вигляд зміна кута тангажу при впливі шумів на рис. 3.11.

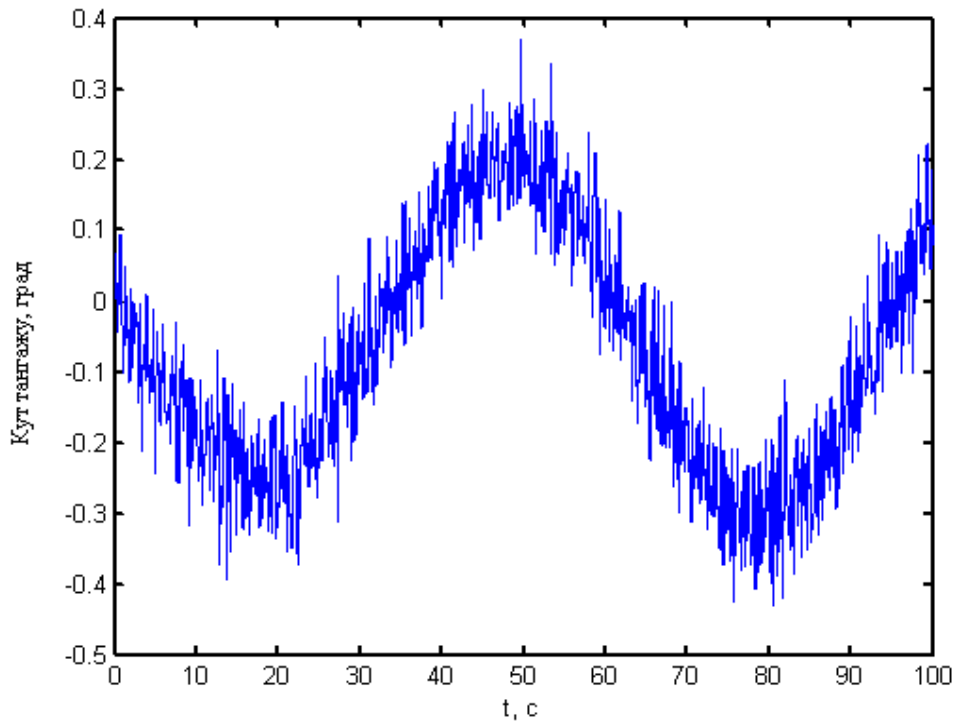


Рис. 3.11. Реакція кута тангажу на ступінчатий вхід.

Як видно система окрім того, що нестійка, має значні шуми. Спробуємо підібрати такий закон управління, щоб перетворити систему на стійку і погасити усі шуми. Даний процес буде відтворено на рис.3.12 і рис.3.13.

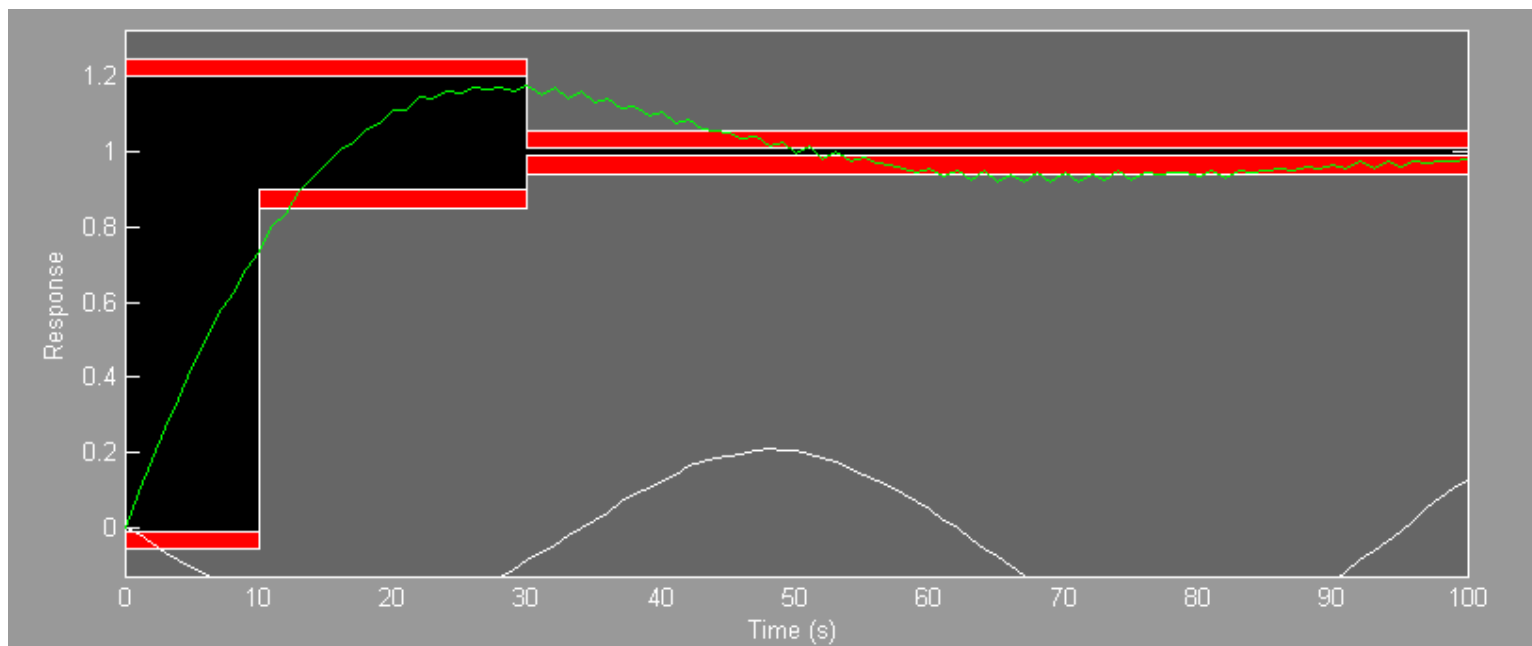


Рис.3.12. Графік оптимізації моделі, з урахуванням датчика в зворотньому зв'язку і впливі шумів.

Покращимо параметри P, I, D, враховуючі ті дані, що отримані після першого етапу оптимізації. Ведемо в робочу зону Matlab наступні значення ПІД-регулятора:

$$P = -1.7844$$

$$I = -0.1467$$

$$D = -6.5762$$

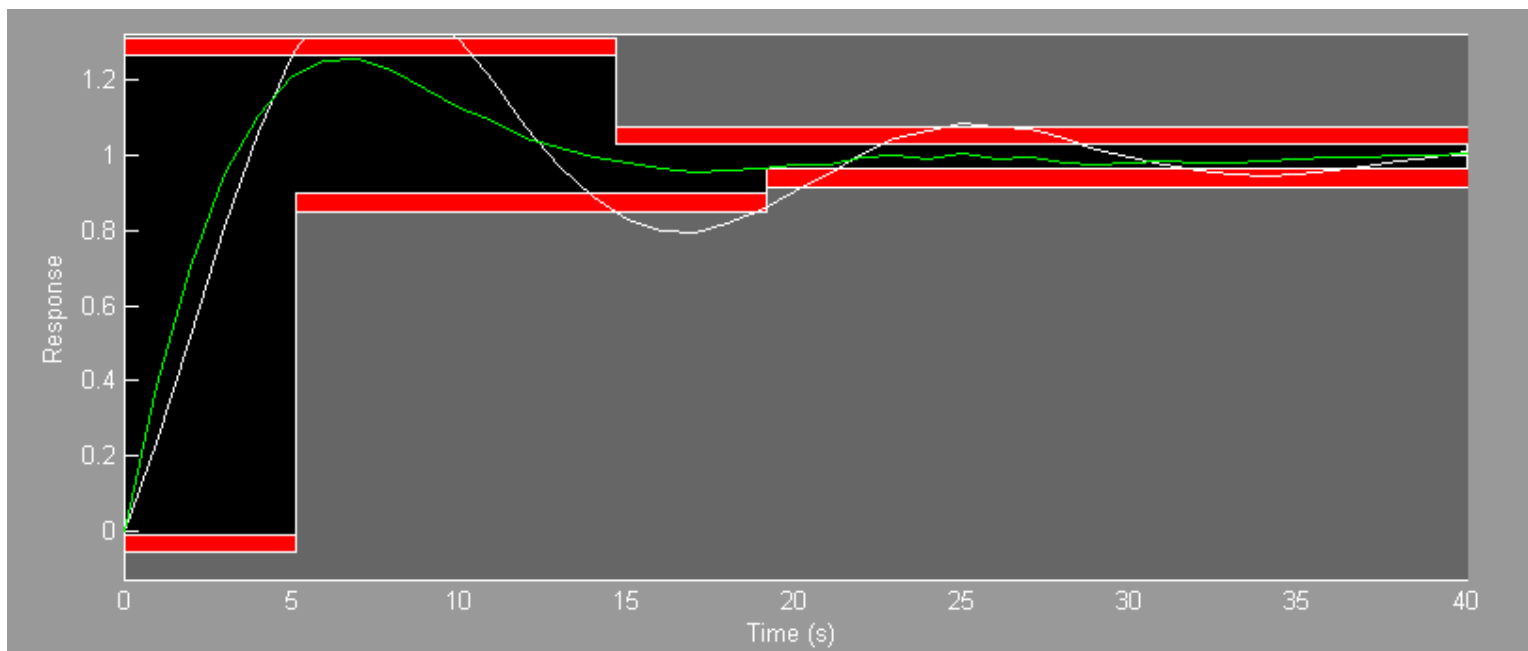


Рис. 3.13. Якісні характеристики кута тангажу з урахуванням шумів вимірювання.

Оптимальні параметри ПІД-регулятора, які забезпечили стійкість системи:

$$P = -2.1322$$

$$I = -0.6771$$

$$D = -4.7575$$

Після оптимізаційного процесу, вихідна реакція кута тангажу з урахуванням шуму представлена на наступному рис. 3.14:

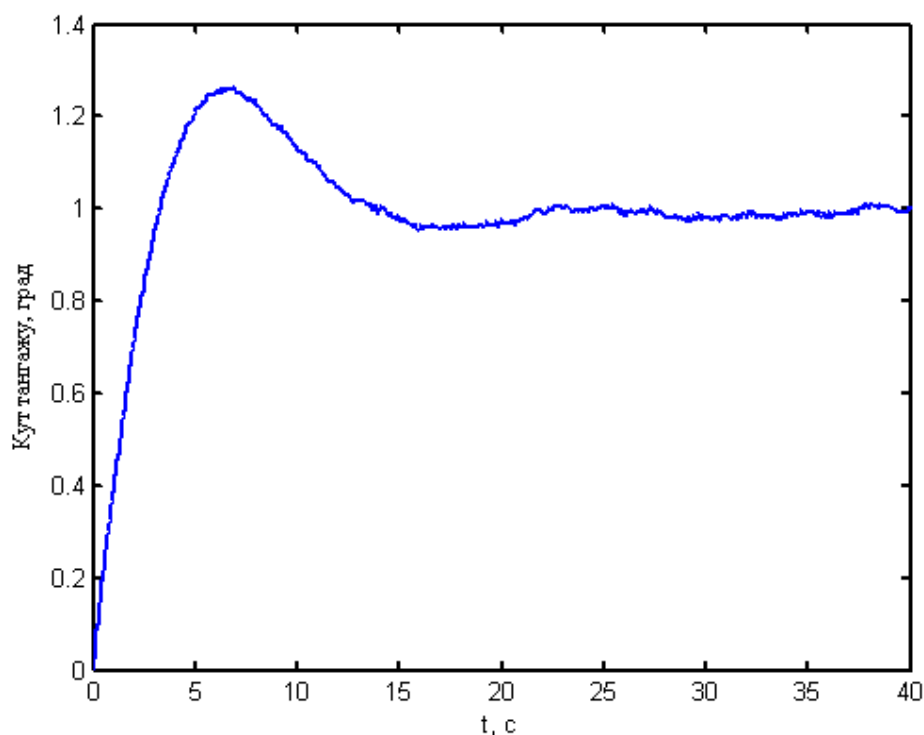


Рис. 3.14. Вихідний графік зміни кута тангажу після оптимізації.

Час перехідного процесу становить $T=30$ с, це говорить про те, що стабілізація моделі з шумами займає у 2 рази більше часу. Але вибраний нами ПД-закон управління є дуже сильною ланкою, адже з його допомогою ми досягли стійкості системи і майже позбулись шумів, що і потрібно було зробити.

3.3.1.2. Результати управління тангажем і швидкістю за рахунок руля висоти та приросту тяги двигуна

Управління подовжнім рухом включає в себе управління не лише кутом тангажу, але й швидкістю.

Не менш важливим фактором є зміна швидкості літака. Від цього параметру залежить багато режимів польоту і для їх стабілізації необхідно управляти швидкістю.

Вихідний графік зміни швидкості до стабілізації покажемо на рис. 3.15:

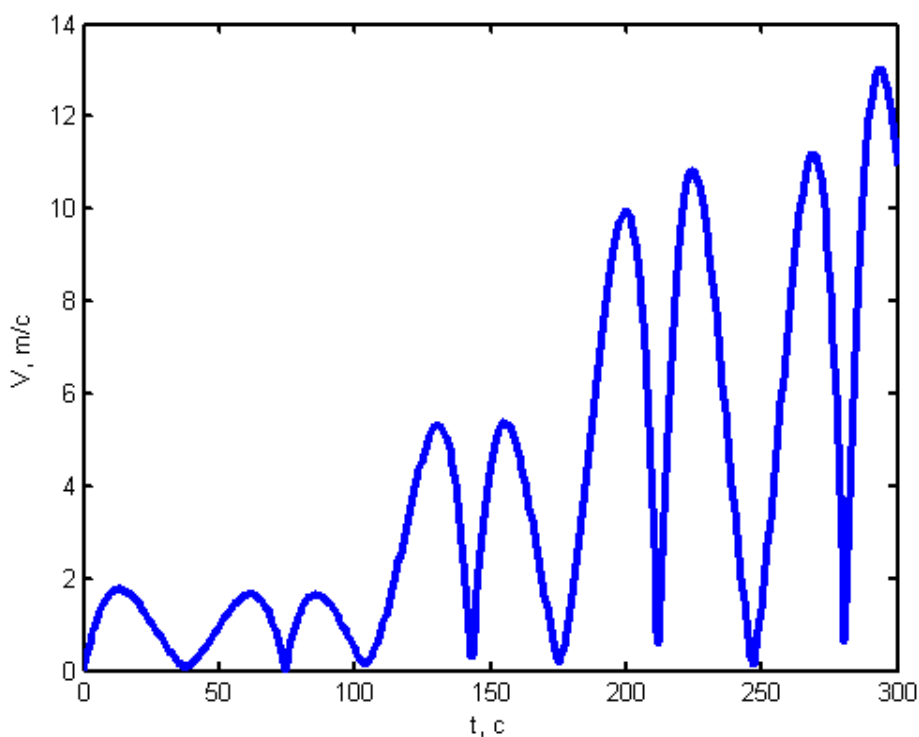


Рис. 3.15. Реакція швидкості на ступінчатий вхід.

Це говорить про нестійкість системи і збільшення її коливальності.

Отже, створимо модель управління двома параметрами тангажом за допомогою руля висоти і швидкістю за допомогою приросту тяги двигуна, рис. 3.16.

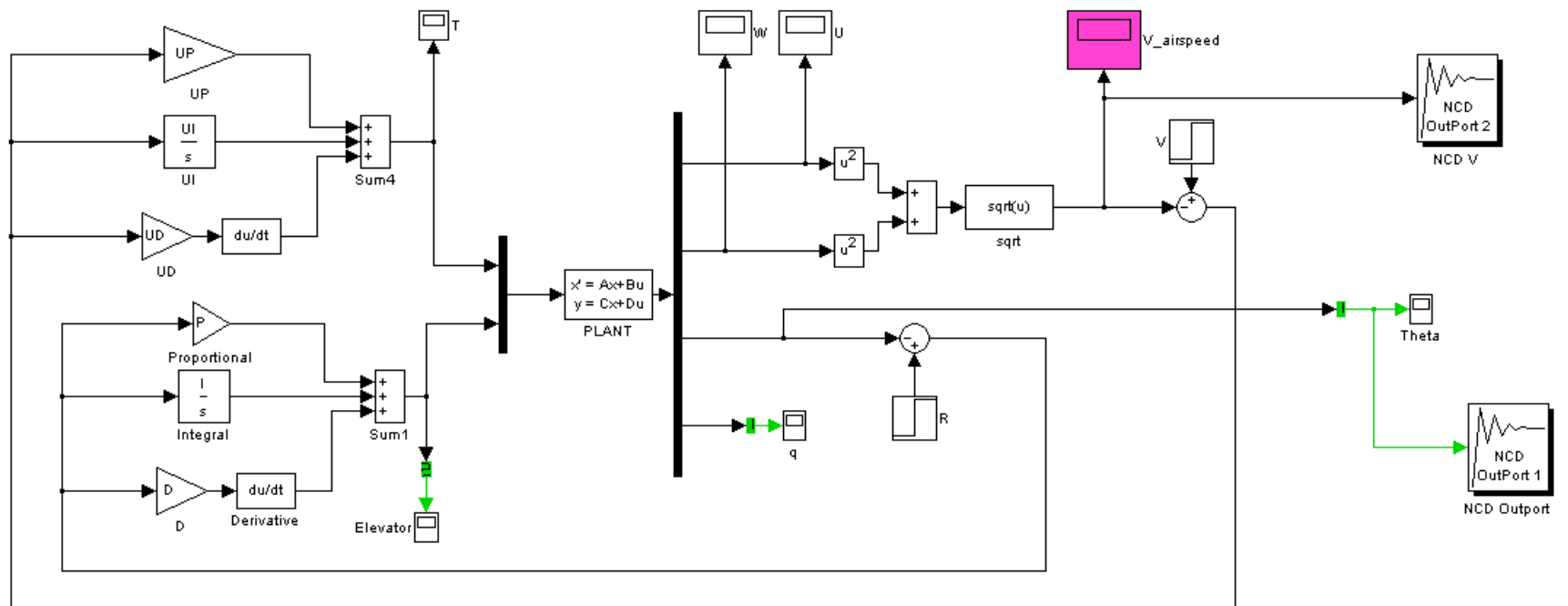


Рис. 3.16. Схема моделювання управління кутом тангажу за допомогою руля висоти і швидкістю за допомогою приросту тяги двигуна.

Після створення Simulink-модель об'єкта управління і можемо приступати до завдання границь, які накладаються на дану систему.

В даній схемі оптимізація проводиться за двома параметрами. В якості зворотного зв'язку використовується ПД-регулятор. Ми маємо два замкнута контуру по приросту тяги двигуна і відхиленню руля висоти.

За допомогою блоку NCD Outport настраюємо два змінних параметра: тангаж і швидкість, яка в нашому випадку є геометричною швидкістю і обчислюється за формулою:

$$V = \sqrt{u^2 + w^2}, \quad (3.19)$$

де u і w – горизонтальна і вертикальна складова швидкості відповідно.

При закінченні процесу оптимізації, оптимальне значення параметрів, які були настроєні, зберігаються в робочій зоні Matlab.

```
clc, clear all
```

```
A1=[-0.01580 0.02633 -9.810 0;-0.1571 -1.030 0 120.5;0 0 0 1;0.0005274 -  
0.01652 0 -1.416]
```

```
B1=[0.0006056 0;0 -9.496;0 0;0 -5.565];
```

```
C1=[1 0 0 0;0 1 0 0;0 0 1 0;0 0 0 1];
```

```
D1=zeros(4,2)
```

```
P=pck(A1,B1,C1,D1);
```

```
seesys(P)
```

```
P=0.01;I=0; D=0.1;
```

```
UP=100;UI=1;UD=3;
```


Спершу приступаємо до процедури оптимізації кута тангажу, рис. 3.17.

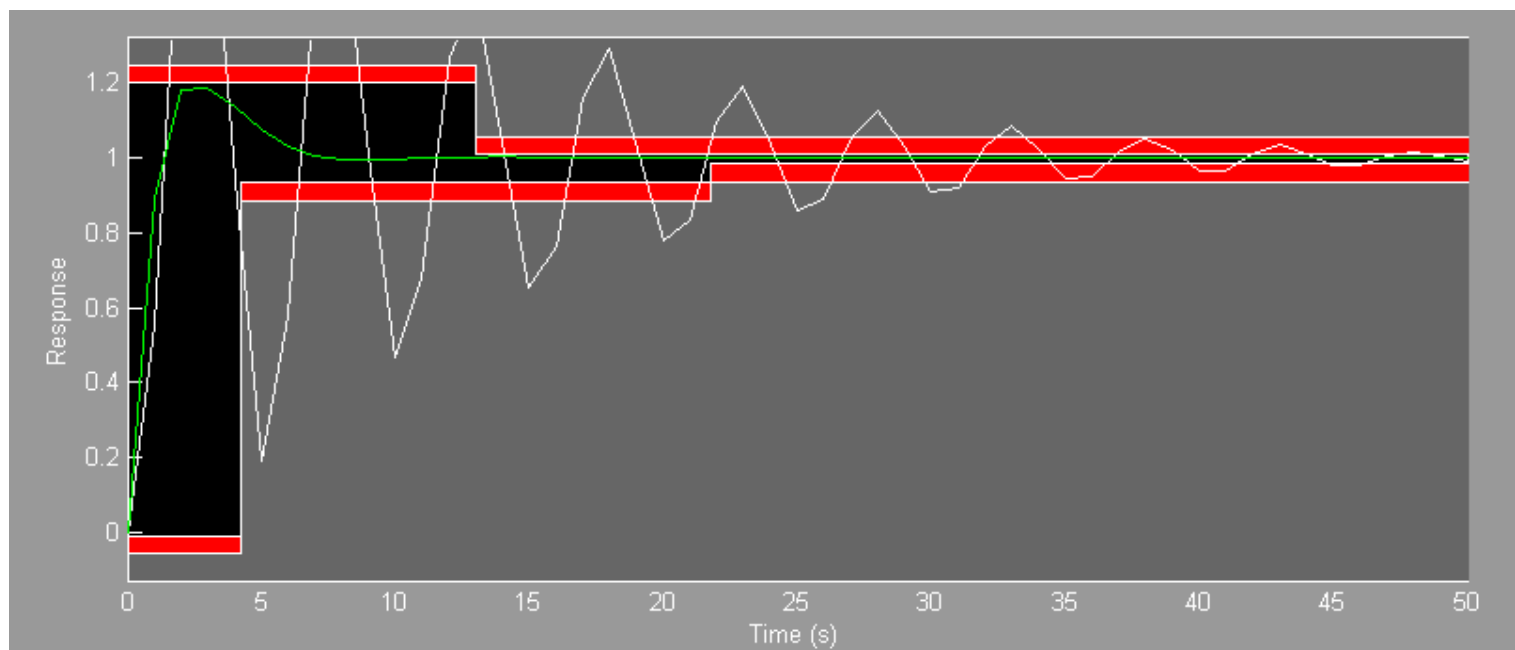


Рис. 3.17. Якісні характеристики кута тангажу після процедури оптимізації.

Отриманий графік задовольняє встановленим обмеженням, тобто система стала стійкою. Отриманий результат був досягнутий при таких змінних ПД-регулятора: $P = -0.9587$; $I = -0.6427$; $D = -0.3783$. Час перехідного процесу $T_1 = 16$ с.

Після отримання бажаного результату, розпочинаємо процедуру оптимізації швидкості польоту літака, рис. 3.18.

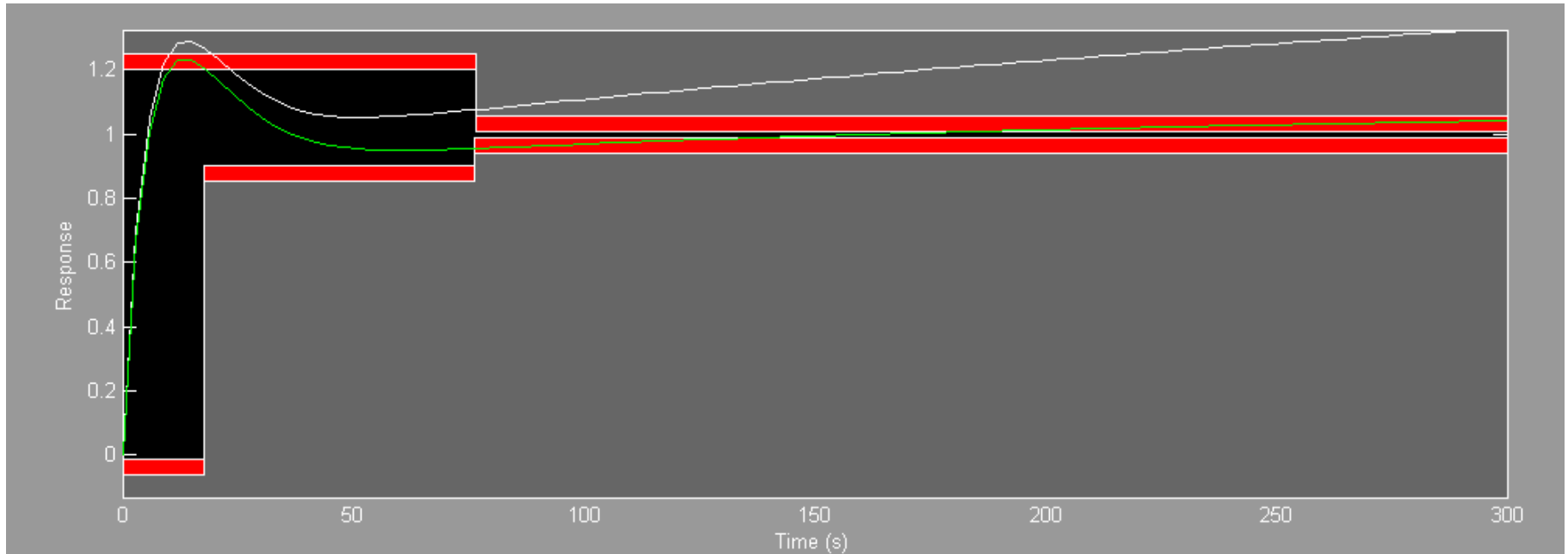


Рис. 3.18. Якісні характеристики швидкості після процедури оптимізації.

Параметри ПД-регулятора: $U_P = 158.7619$, $U_D = 4.1003$, $U_I = 0.0141$.

Вище наведені змінні дають можливість досягти стійкості нашої моделі, при встановлених початкових обмеженнях. Час перехідного процесу для стабілізації швидкості польоту літака рівний $T_2 = 150$ с.

Висновок до розділу 3.

Процедура Nonlinear ControlDesign (NCD) Blockset забезпечує оптимізацію системи управління кутом тангажу.

В результаті отримані наступні коефіцієнти зворотного зв'язку: $P = -5.2096$, $I = -0.3156$, $D = -3.0048$, які забезпечують необхідну якість управління у відповідності до часових оцінок.

Отримані закони управління ПД-регулятора задовільно працюють в умовах шумів датчиків вимірювання. Отже, при стабілізації кута тангажу ми можемо безпосередньо управляти висотою польоту літака.

Створені закони управління крім кута тангажу ще й управляють швидкістю з наступними конструктивними параметрами: для кута тангажу $P = -0.9587$, $I = -0.6427$, $D = -0.3783$ і для швидкості $UP = 158.7619$, $UD = 4.1003$, $UI = 0.0141$.

Вище наводились графіки реакції замкнутої системи на початкове відхилення по швидкості і на початкове відхилення кута тангажу. Повільний рух швидкості вздовж осі x , робить деякий вплив на реакцію по швидкості вздовж осі z .

Відзначимо, що в системі управління є дуже мала взаємодія - в тому розумінні, що відновлення швидкості по осі x не проявляється в помітному відхиленні кута тангажу і навпаки.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ

Охорона праці – це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних, лікувально-профілактичних заходів і засобів, спрямованих на збереження здоров'я і працездатності людини в процесі праці [8].

Державна політика в області охорони праці визначається відповідно до Конституції України, Верховною Радою України. Законодавство про Охорону праці складається з Закону України “Про охорону праці” 2012 р., Кодексу законів про працю (КЗоТ) України й інших законодавчих актів. Державні міжгалузеві і галузеві нормативні акти про охорону праці – це правила, стандарти, норми, положення, інструкції й інші документи, яким надана сила правових норм, обов'язкових для виконання. Зокрема ДНАОП 0.00-1.31.-99. “Правила охорони праці при експлуатації ЕОМ”.

Безпека праці забезпечується дотриманням стандартів з безпеки праці (ДСБП), правил техніки безпеки, санітарних норм і правил з охорони праці.

4.1. Шкідливі і небезпечні виробничі фактори, що діють на робочому місці оператора ЕОМ

Згідно до ГОСТ 12.0.003-74 ССБТ. “Опасные и вредные производственные факторы. Классификация” небезпечні й шкідливі виробничі фактори поділяються на: фізичні, хімічні, біологічні та психофізіологічні.

При роботі з ПЕОМ на людину впливають такі фізичні небезпечні й шкідливі виробничі фактори:

- підвищений рівень шуму на робочому місці (див. табл. 4.3);
- підвищена або низька вологість повітря;

- підвищена або низька іонізація повітря;
- недостатнє освітлення робочої зони;
- незручність робочої пози;
- напруженість роботи.

Також можна додати такій психофізіологічний виробничий фактор як монотонність праці [9].

4.2. Заходи зменшення впливу небезпечних і шкідливих виробничих факторів

Усіх небезпечні і шкідливі виробничі фактори, що впливають на оператора ПЕОМ, можна уникнути чи зменшити за допомогою заходів, що в свою чергу можна поділити на наступні групи:

- заходи щодо техніки безпеки;
- заходи виробничої санітарії;
- норми режимів праці і відпочинку.

Також у приміщенні, де знаходиться робоче місце оператора ПЕОМ, виконуються вимоги до виробничих приміщень для експлуатації ВДТ ЕОМ та ПЕОМ:

- розміщення робочих місць з ВДТ ЕОМ і ПЕОМ у підвальних приміщеннях, на цокольних поверхах заборонено;
- площа на одне робоче місце становить не менш ніж 6,0 кв. м, а об'єм не менш ніж 20,0 куб. м;
- приміщення для роботи з ВДТ мають природне та штучне освітлення відповідно до СНиП II-4-79/85;
- природне освітлення здійснюється через світлові прорізи
- орієнтовані переважно на північ чи північний схід і забезпечувати коефіцієнт природної освітленості (КПО) не нижче ніж 1,5%. Розраховується природне освітлення за методикою, викладеною в СНиП II-4-79/85;

- виробничі приміщення для роботи з ВДТ (операторські, диспетчерські) не межують з приміщеннями, в яких рівні шуму і вібрації перевищують допустимі значення (виробничі цехи, майстерні тощо) за СН 3223-85, СН 3044-84, ГР 2411-81, ГОСТ 12.1.003-83;
- звукоізоляція огорожувальних конструкцій приміщень з ВДТ забезпечує параметри шуму, що відповідають вимогам СН 3223-85, ГОСТ 12.1.003-83, ГОСТ 12.1.012-90;
- приміщення для роботи з ВДТ обладнані системами опалення, кондиціонування повітря, або припливно-витяжною вентиляцією відповідно до СНиП 2.04.05-91. Нормовані параметри мікроклімату, іонного складу повітря, вмісту шкідливих речовин мають відповідати вимогам СН 4088-86, СН 2152-80, ГОСТ 12.1.005-88 “Санітарно-гигиенические требования к воздуху рабочей зоны”;
- віконні прорізи приміщень для роботи з ВДТ обладнані регульованими пристроями (жалюзі, завіски, зовнішні козирки);
- для внутрішнього оздоблення приміщень з ВДТ використовуються дифузно-відбивні матеріали з коефіцієнтами відбиття для стелі 0,7 - 0,8, для стін 0,5 - 0,6;
- покриття підлоги матове з коефіцієнтом відбиття 0,3 - 0,5. Поверхня лід/лош рівна, неслизька, з антистатичними властивостями;
- забороняється для оздоблення інтер'єру приміщень ВДТ застосовувати полімерні матеріали (деревинно-стружкові плити, шпалери, що миються, рулонні синтетичні матеріали, шаруватий паперовий пластик тощо), що виділяють у повітря шкідливі хімічні речовини;
- полімерні матеріали для внутрішнього оздоблення приміщень з ВДТ використані при наявності дозволу органів та установ державної санітарно-епідеміологічної служби;
- виробничі приміщення обладнані шафами для зберігання документів, магнітних дисків, полицями, стелажми, тумбами тощо з урахуванням вимог до

площі приміщень;

- у приміщеннях з ВДТ слід щоденно робити вологе прибирання;
- приміщення з ВДТ оснащені аптечками першої медичної допомоги;
- при приміщеннях з ВДТ обладнані побутові приміщення для відпочинку під час роботи, кімната психологічного розвантаження. В кімнаті психологічного розвантаження передбачено встановлення пристроїв для приготування й роздачі тонізуючих напоїв, а також місця для занять фізичною культурою (СНиП 2.09.04.-87) [10, 11].

4.2.1. Заходи щодо техніки безпеки.

Техніка безпеки має велике значення при роботі із пристроями, які мають своїм джерелом живлення високовольтну мережу електричного струму. Тому для захисту від небезпечного впливу електричного струму при експлуатації та ремонті пристроїв ПЕОМ необхідно дотримуватись наступних заходів (ГОСТ 12.1.019-79 «ССБТ. Электробезопасность» і ГОСТ 12.1.038-82 «Общие требования и номенклатура видов защиты»):

- для виключення випадкового дотику до струмоведучих частин блок закривається корпусом, що не має гострих кутів;
- при заміні плат із системного блоку з метою безпеки ланцюги живлення розмикаються;
- живлення проводиться через штепсельні рознімання, вони ж одночасно виконують функцію блокування;
- для виключення випадкового дотику до металевих частин пристрою, що можуть виявитися під напругою внаслідок порушення ізоляції, пристрій підключають до захисного заземлення.

4.2.2. Заходи виробничої санітарії.

4.2.2.1. Мікроклімат.

У виробничих приміщеннях на робочих місцях з ПЕОМ забезпечуються оптимальні значення параметрів мікроклімату: температури, відносної вологості й рухливості повітря (ГОСТ 12.1.005-88, СН 4088-86).

Норми мікроклімату для приміщень з ПЕОМ відповідають санітарно-гігієнічним нормам ГОСТ 12.1.005-88 “Санитарно-гигиенические требования к воздуху рабочей зоны” (таблиця 4.1).

Рівні позитивних і негативних іонів у повітрі приміщень з ПЕОМ відповідають санітарно-гігієнічним нормам N 2152-80 (таблиця 4.2).

При відносній вологості менш 40 % виникає статична електрика. При відносній вологості більше 75 % знижується опір ізоляції. Робоча зона виробничих приміщень — це простір висотою до 2 м над рівнем підлоги. У залах обчислювальної техніки, при виконанні робіт операторського типу, пов'язаних з нервово-емоційною напруженістю, повинні дотримуватися наступні оптимальні величини: температура повітря — 22...25 °С, відносна вологість — 40...60% (припустима не більше 75%), швидкість руху повітря — не більше 0,2 м/с. Коливання температури в робочій зоні протягом зміни допускаються від 4 до 6 °С.

Таблиця 4.1.

Норми мікроклімату для приміщень з ПЕОМ

Пора року	Категорія робіт	Температура повітря, град. С, не більше	Відносна вологість, %	Швидкість руху повітря, м/с
Холодний	Легка – 1а	22-24	40-60	0,1
	Легка – 1б	21-23	40-60	0,1
Теплий	Легка – 1а	23-25	40-60	0,1
	Легка – 1б	22-24	40-60	0,2

Примітка: до категорії 1а належать роботи, що виконуються сидячи і не потребують фізичного напруження, при яких витрати енергії складають до 139 Вт, до категорії 1б належать роботи, що виконуються сидячи, стоячи або пов'язані з ходінням, та супроводжуються деяким фізичним напруженням, при яких витрати енергії становлять від 140 до 174 Вт. ГОСТ 12 1.005-88, СН 4088-86

Для забезпечення оптимальних мікрокліматичних умов в будь-який період року приміщення, в яких розташовані комп'ютеризовані робочі місця обладнані системами опалення. Найкращим вирішенням цього питання є встановлення кондиціонерів, які автоматично підтримують задані параметри мікроклімату.

При захисті від зовнішнього опромінювання, що виникає при роботі з закритими джерелами випромінювання, основні зусилля спрямовані на попередження переопромінювання персоналу шляхом скорочення тривалості роботи в полі випромінювання, екранування джерела випромінювання, тощо.

Таблиця 4.2.

Рівні іонізації повітря приміщень при роботі на ПЕОМ

Рівні	Кількість іонів в 1 см ³ повітря	
	n ⁺	n ⁻
Мінімально-необхідні	400	600
Оптимальні	1500—3000	3000—5000
Максимально-допустимі	50000	50000

4.2.2.2. Захист від впливу електромагнітних та іонізуючих випромінювань.

З метою профілактики впливу електромагнітного випромінювання від ЕОМ на користувача необхідно:

- встановити на робочому місці відеотермінал, що відповідає сучасним вимогам стосовно захисту від випромінювання;
- встановити на ЕОМ старої конструкції заземлений при екранний фільтр;
- не переобтяжувати приміщення значною кількістю робочих місць з ЕОМ;
- не концентрувати на робочому місці великої кількості радіоелектронних пристроїв;
- вимикати ЕОМ, якщо на ньому не працюють, однак знаходяться неподалік від нього.

Міри захисту від впливу іонізуючих випромінювань детально регламентовані державними основними санітарними правилами роботи з радіоактивними речовинами й іншими джерелами іонізуючих випромінювань. (НРБУ-97). Для цього передбачено:

- правила й послідовність проведення радіаційного контролю;
- проведення робіт, пов'язаних з випромінюванням протягом мінімального часу;
- зміна інтенсивності випромінювання за допомогою екранів (потужність експозиційної дози на відстані 0.05м від екрану не повинна перевищувати 100 мкВ/год);
- для захисту від нейтронів застосовують багат шарові екрани з комбінацією шарів важких металів з воднемісткими матеріалами або із прошарками води.

4.2.2.3. Вплив шуму та вібрації на організм людини.

Шум найбільш несприятливий фактор, що впливає на людину. У результаті стомлення через сильний шум збільшується число помилок при роботі,

підвищується небезпека виникнення травм і знижується продуктивність праці. Шум являє собою механічні коливання в пружних середовищах і тілах, частоти яких лежать у діапазоні від 16-20 Гц до 11,2 кГц і які здатне сприймати людське вухо. Шум складається з величезної кількості гармонійних коливань різних частот. Шуми різної частоти діють на організм по-різному, що враховується при нормуванні шумів.

Таблиця 4.3.

Допустимі рівні звуку, еквівалентні рівні звуку і рівні звукового тиску в октавних смугах частот

Вид трудової діяльності, робочі місця	Рівні звукового тиску в дБ									
	в октавних смугах із середньо симетричними частотами, Гц									
	31,5	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000	Рівні звуку, еквівалентні рівні звуку, дБА/дБАе кв.
Програмісти ЕОМ	86	58	61	54	49	45	42	40	38	50
Оператори в залах обробки інформації на ЕОМ та оператори комп'ютерного набору	96	83	74	68	69	60	57	55	54	65

В приміщеннях для розташування шумних агрегатів ЕОМ	103	91	83	77	71	70	68	66	64	75
---	-----	----	----	----	----	----	----	----	----	----

Такі умови забезпечують високий рівень працездатності обслуговуючого персоналу. Оптимальний мікроклімат забезпечується і підтримується за допомогою вентиляції, кондиціонування й опалення.

Санітарно-гігієнічні вимоги до пристрою і змісту виробничих приміщень містяться в «Санітарних нормах проектування промислових підприємств» СН-245-71.

Для працюючих передбачаються санітарно-побутові приміщення. Нестача природного освітлення в приміщенні, де знаходиться робоче місце, компенсується створенням штучного освітлення.

4.2.2.4. Освітлення.

Штучне освітлення в приміщеннях з робочими місцями, обладнаними ПЕОМ, має здійснюватись системою загального рівномірного освітлення. У виробничих та адміністративно-громадських приміщеннях, у разі переважної роботи з документами, допускається застосування системи комбінованого освітлення (крім системи загального освітлення додатково встановлюються світильники місцевого освітлення).

Значення освітлення на поверхні робочого столу в зоні розміщення документів має становити 300-500 лк. Якщо ці значення освітленості неможливо забезпечити системою загального освітлення, допускається використовувати місцеве освітлення. При цьому світильники місцевого освітлення слід

встановлювати таким чином, щоб не створювати блоків на поверхні екрана, а освітленість екрана має не перевищувати 300 лк.

Як джерела світла в разі штучного освітлення застосовуються переважно люмінесцентні лампи типу ЛБ. У разі влаштування відбитого освітлення у виробничих та адміністративно-громадських приміщеннях допускається застосування металогалогенних ламп потужністю 250 Вт. Допускається застосування ламп розжарювання у світильниках місцевого освітлення.

Система загального освітлення має становити суцільні або переривчасті лінії світильників, розташовані збоку від робочих місць (переважно ліворуч), паралельно лінії зору працюючих.

При природному освітленні варто передбачити наявність сонцезахисних засобів, що знижують перепади яскравості між природним світлом і світінням екрана монітора. Розташовувати робоче місце, обладнання, необхідно таким чином, щоб на екран не попадали сонячне світло чи світло освітлювальних приладів; вони не повинні знаходитися безпосередньо за спиною працівника. Коли штучне світло змішується з природним, рекомендується використовувати лампи, за спектральним складом найбільш близькі до сонячного світла. На робочому місці повинна бути забезпечена рівномірна освітленість за допомогою переважно відбитого чи розсіяного світла.

Зображення на екрані монітора утворюється за рахунок того, що електронний промінь розгорнення ЕПТ пробігає по екрану, утворюючи точки, що світяться, чи відрізки лінії. Кількість точок на рядку не повинна бути меншою 640, а частота регенерації зображення при роботі з позитивним контрастом у режимі обробки тексту не може бути меншою 72 Гц [11].

4.2.2.5. Розрахунок освітлення точковим методом.

- Для розрахунку обираємо люмінесцентну лампу – ЛДЦ-65-4. Її технічні характеристики наведені у методичному посібнику.
- Треба розрахувати кількість світильників за допомогою формули:

$$\bullet \quad E = \frac{N \cdot n \cdot \Phi_{\Lambda} \cdot \mu \cdot \sum_{i=1}^m \varepsilon_i \cdot \varphi_i}{1000 \cdot k_3 \cdot h^2 \cdot l_p} \quad (4.1).$$

$$\bullet \quad \text{Звідки} \quad N = \frac{E_n \cdot 1000 \cdot k_3 \cdot h^2 \cdot l_p}{n \cdot \Phi_{\Lambda} \cdot \mu \cdot \sum_{i=1}^m \varepsilon_i \cdot \varphi_i} \quad (4.2),$$

- de
- $E_n = 400$ Лк – нормована мінімальна освітленість;
- $\Phi_{\Lambda} = 3050$ лм – світловий потік лампи у світильнику;
- μ – коефіцієнт, який враховує збільшення освітленості за рахунок відображення та вплив віддалених світильників, залежить від характеру світлорозподілу світильників, коефіцієнтів відображення поверхонь у приміщенні, ретельності обліку віддалених світильників; у більшості випадків його значення можна прийняти рівним 1.1;

- $l_p = 3.7$ м - довжина ряду;
- $h = 2.5$ м – висота підвіски світильників;
- k_3 – коефіцієнт запасу, відповідно до СНиП II.4-79 для освітлювальної установки загального освітлення слід приймати рівним 1.4;

- $n = 2$ – кількість ламп у світильнику;
- $m = 2$ – кількість напіврядів;
- $\varphi = 1$ – коефіцієнт переходу від горизонтальної освітленості до похилої площини (для горизонтальних поверхонь дорівнює 1).

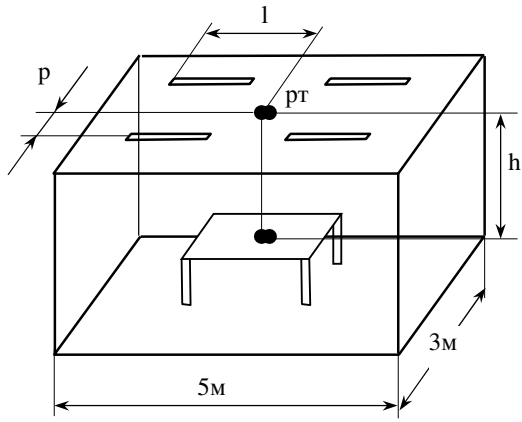


Рис. 4.1

Схема для визначення умов
для застосування методів
розрахунку освітленості

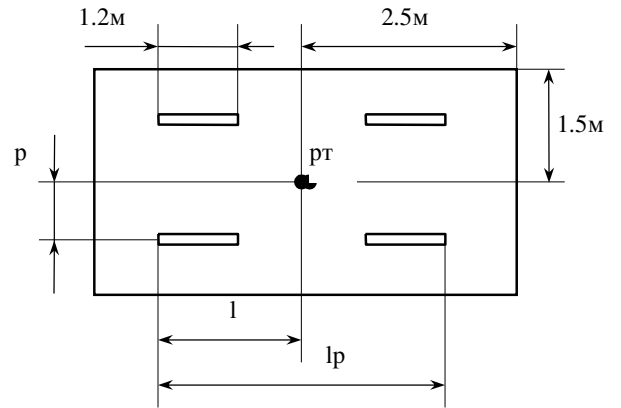


Рис. 4.2

Схема поділу ряду
світильників на напівряди

- \mathcal{E} - умовна освітленість, яка створюється світильником у робочій точці. \mathcal{E} визначають за графіками лінійних ізолюкс, які побудовані у відносних координатах p' і l' .

- $l = 1.85$ м – довжина ряду світильників;

- $p = 0.5$ м – відстань від розрахункової точки до проекції ряду світильників на горизонтальну площину, яка проходить через розрахункову точку (рис.4.1). Так як розрахункова точка знаходиться в приміщенні таким чином, що перпендикуляр у горизонтальній площині, який опустили з розрахункової точки на проекцію ряду світильників на цю площину, поділяє ряд на дві частини (два напівряду), то визначають довжину кожного із напіврядів l_1 і l_2 (рис.4.2). Для кожного напівряду визначають відносні координати:

- $$p' = \frac{p}{h} = \frac{0.5}{2.5} = 0.2 \quad (4.3)$$

- і
$$l' = \frac{l}{h} = \frac{1.85}{2.5} = 0.74 \quad (4.4)$$

- Для точки з координатами p' і l' за графіками лінійних ізолюкс знаходимо значення відносної освітленості $\mathcal{E} = 140$.

$$N = \frac{400 \cdot 1000 \cdot 1.4 \cdot 6.25 \cdot 1.2 \cdot 3.7}{2 \cdot 3050 \cdot 1.1 \cdot [140 \cdot 1 + 140 \cdot 1]} = \frac{15540000}{1878800} \approx 8.$$

За розрахунками для освітлювальної установки загального освітлення необхідно 8 ламп ЛДЦ-65-4 зі світловим потоком 3050 лм. Потужність 1 лампи складає 40 Вт [12].

4.2.3. Вимоги до режимів праці і відпочинку з ПЕОМ.

Внутрішньозмінні режими праці і відпочинку передбачають додаткові нетривалі перерви в періоди, що передують появі об'єктивних і суб'єктивних ознак втоми і зниження працездатності.

При виконанні протягом дня робіт, що належать до різних видів трудової діяльності, за основну роботу з ПЕОМ слід вважати таку, що займає не менше 50% часу впродовж робочої зміни передбачаються:

- перерви для відпочинку і вживання їжі (обідні перерви);
- перерви для відпочинку і особистих потреб (згідно з трудовими нормами);
- додаткові перерви, що вводяться для окремих професій з урахуванням особливостей трудової діяльності.

Згідно з ДСанПіН 3.3.2.007-98 встановлюються такі внутрішньозмінні режими праці та відпочинку при роботі з ЕОМ при 8-годинній денній робочій зміні в залежності від характеру праці:

- для розробників програм із застосуванням ЕОМ, слід призначати регламентовану перерву для відпочинку тривалістю 15 хвилин через кожну годину роботи за ВДТ;
- для операторів із застосування ЕОМ, слід призначати регламентовані перерви для відпочинку тривалістю 15 хвилин через кожні дві години;
- для операторів комп'ютерного набору слід призначати регламентовані перерви для відпочинку тривалістю 10 хвилин після кожною години роботи за ВДТ.

У всіх випадках, коли виробничі обставини не дозволяють застосувати регламентовані перерви, тривалість безперервної роботи з ВДТ не повинна перевищувати 4 години.

При 12-годинній робочій зміні регламентовані перерви повинні встановлюватися в перші 8 годин роботи аналогічно перервам при 8-годинній робочій зміні, а протягом останніх 4-х годин роботи, незалежно від характеру трудової діяльності, через кожну годину тривалістю 15 хвилин [11].

4.3. Інструкція з техніки безпеки та пожежної безпеки

4.3.1. Вимоги безпеки перед початком роботи.

4.3.1.1. Робочі місця з ЕОМ по відношенню до світлових отворів мають бути розміщені таким чином, щоб природне світло падало збоку, переважно зліва.

4.3.1.2. Відстань між робочими столами з дисплеями повинна бути не менш 2 м., а відстань між боковими поверхнями дисплеїв 1,2 м.

4.3.1.3. Екран дисплею повинен знаходитись від очей користувача на оптимальній відстані 600-700 мм., але не ближче 500 мм.

4.3.1.4. Висота робочої поверхні столу повинен регулюватися у межах 680-800 мм., а при відсутності такої можливості має складати 725 мм.

4.3.1.5. Робочий стіл повинен мати простір для ніг висотою не менше 600 мм.

4.3.1.6. Робочий стілець має бути підйомно-поворотним та регульованим по висоті та кутам нахилу видіння.

4.3.1.7. Клавіатуру слід розміщувати на поверхні столу на відстані 100-300 мм. від краю.

4.3.1.8. В приміщенні мають бути забезпечені оптимальні параметри мікроклімату: температура повітря 22-24 градуси, відносна вологість 40-60%, а швидкість руху повітря 0,1 м/с.

4.3.1.9. Перед початком роботи переконатися у справності обладнання, цілісності дротів, розеток, наявності заземлення.

4.3.1.10. Ремонт обладнання має проводити спеціаліст.

4.3.1.11. Заборонено проводити ремонт ЕОМ безпосередньо у робочих приміщеннях.

4.3.2. Вимоги безпеки під час роботи.

4.3.2.1. Експлуатація ЕОМ повинна проводитись у відповідності до вимог експлуатаційної документації підприємств-виробників и даної інструкції.

4.3.2.2. Робоче місце має бути правильно організовано і обладнано.

4.3.2.3. Під час роботи дотримуватись режимів праці та відпочинку.

4.3.2.4. Протягом дня провітрювати приміщення.

4.3.2.5. Правильно використовувати засоби захисту.

4.3.2.6. Заборонено користуватись несправним обладнанням, пошкодженими розетками, вилками, дротами, працювати без заземлення.

4.3.2.7. Не варто висмикувати вилку за шнур.

4.3.2.8. Треба уникати використання довгих дротів і багато численних перехідників.

4.3.2.9. Треба уникати попадання на обладнання прямих сонячних промінів, рідини.

4.3.2.10. Не варто погіршувати вентиляцію обладнання.

4.3.2.11. При ввімкненні і вимкненні обладнання не можна стояти на вологому полі та торкатись вилки вологими руками.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Охорона навколишнього середовища – це система заходів, спрямованих на зниження впливу шкідливих факторів на:

- ґрунт;
- воду;
- атмосферу;
- рослинність;
- тваринний світ.

У процесі виробничої діяльності, людина впливає на природу, найчастіше згубно.

У результаті відбувається зміна клімату, зменшуються ресурси і загальна біологічна активність. Це відбувається тому, що здатність природи до самоочищення і відновлення обмежена.

У зв'язку з цим охорона навколишнього середовища стала однією з найважливіших проблем сучасності в усьому світі. Масштаби запобіжних заходів у нашій країні ростуть з кожним роком. Найважливішою метою цих заходів є більш економне ведення господарств та ефективна охорона навколишнього середовища.

В Україні повітряному транспорту належить особлива роль. Перш за все він розвивається як пасажирський транспорт. Щорік освоюються нові повітряні лінії, вводяться в будівництво нові і реконструюються діючі аеропорти. Доля повітряного транспорту у вантажних перевезеннях невелика. Але серед вантажів, що перевозяться цим видом транспорту, основне місце займають різні машини і еханізми, вимірювальні прилади, електротехнічне і радіотехнічне.

устаткування, апаратура, особливо коштовні, а також швидкопсувні вантажі.

Окрім перевезень пасажирів, пошти і вантажів, цивільна авіація виконує роботи в сільському і лісовому господарствах, застосовується при спорудженні ліній електропередачі, нафтових і бурових веж, укладанню доріг трубопроводів, використовується в медичному обслуговуванні. У розвитку мережі шляхів сполучення особливе місце належить міжнародним повітряним лініям.

Сучасний етап розвитку повітряного транспорту характеризується створенням високопродуктивних і економічних літаків. Нові технічні рішення по аеродинамічній компоновці, вживанню нових матеріалів, зниженню рівнів шуму і забруднення довкілля знаходять своє віддзеркалення в створених літаках нового покоління.

Крупні аеропорти мають власні системи водопостачання і водовідведення. Але такі системи забезпечують нормативну потребу у воді питної якості менш ніж на 70%. Об'єм оборотної чистої води, використаної в аеропортах на технічні потреби, знижується із-за погіршення якості її очищення на власних очисних спорудах.

З господарсько-побутовими і виробничими стічними водами галузі скидаються нафтопродукти, етилгліколь, поверхнево – активні речовини, важкі метали і інші шкідливі домішки в недопустимо високих концентраціях – від 2 до 10 ГДК. Рівень забезпеченості аеропортів системами очищення виробничих стоків не перевищує 20% від нормативної потреби.

Актуальною екологічною проблемою залишається організація відведення, скидання і знешкодження поверхневого стоку (забруднених дощових, талих, поливний – мийних вод) з штучних покриттів аеродромів. У осінньо-зимовий і весняний періоди виробляється обробка антиобморожувача повітряних судів і видалення снігово – льодових відкладень з штучного покриття аеродромів. При цьому застосовуються

активні препарати протижеледі і реактиви, що містять сечовину, аміачну селітру, поверхнево – активні речовини, які також потрапляють в ґрунт.

У аеропортах накопичується різні тверді і рідкі відходи виробництва і споживання. Відходи, небезпечні в санітарно-гігієнічному і пожежному станах,

зберігаються в спеціальних приміщеннях, площа яких складає всього біля 3% від загальної площі земель, зайнятих в аеропортах відходами. На організованих звалищах, куди вивозяться останні відходи, менше 20% площ підготовлено для розміщення виробничих і побутових відходів.

Серйозні проблеми виникають із-за недопустимо високої шумової дії повітряних судів на прилеглих до аеропортів цивільної авіації території житлової забудови. Характеристики шуму сучасних вітчизняних літаків, що тривалий час знаходяться в експлуатації, істотно поступаються аналогічним характеристикам закордонних літаків. Це призводить до помітного зростання долі населення, страждаючого від географії аеропортів, що приймають літаки галасливіших типів в порівнянні з типами повітряних судів, що експлуатуються в них раніше.

В даний час приблизно 2 – 3% населення України схильні до дії авіаційного шуму, що перевищують нормативні вимоги.

Наслідки розвитку авіації:

1. Шумові забруднення;
2. Викиди в атмосферу;
3. Електромагнітні випромінювання;
4. Забруднення водних ресурсів;
5. Температурні зміни в районах аеродромів і побудова нових доріг.

5.1. Джерела шуму на літаках

Експлуатація літаків великого тоннажу з потужними турбореактивними і турбогвинтовими двигунами, збільшення інтенсивності їх польотів,

зростання парку і розширення сфери вживання цивільних вертольотів призводять до значної “зашумленості” околиць аеропортів і територій під повітряними трасами.

Авіаційний шум робить істотний вплив на шумовий режим території в околицях аеропортів, який залежить від напрямку злітно-посадочних смуг і трас польотів літаків, інтенсивності польотів протягом доби, сезонів року, від типів літаків, що базуються на даному аеродромі, і інших чинників. При цілодобовій інтенсивній експлуатації аеропортів рівні звуку на житловій території досягають в

денний час 80 дБа і в нічний час – 78 дБа, максимальні рівні вагаються від 92 до 108 дБа.

У деяких містах по рівнях створюваного шуму і загальної площі зашумленості території перше місце серед всіх джерел шуму займає повітряний транспорт. Аеродроми місцевих повітряних ліній розташовані, як правило, в межі міста, безпосередньо серед житлової забудови, що створює у край несприятливі акустичні умови для населення.

Підвищення рівня звуку в літній час обумовлене збільшенням інтенсивності польотів, а зниження його в деяких точках – за рахунок екрануючого ефекту щільних зелених насаджень.

Жителі будинків, розташованих в околицях аеропорту, відзначають, що стали нервовими, дратівливими. Раптовий шум від пролітаючих літаків порушує сон: багато хто не може довго заснути або часто пробуджуються. Скарги на відчуття тривоги, страху, на вібрацію будинку або посуду пред'являють жителі будинків, близько розташованих до траси зльотів і посадок літаків і до майданчиків випробування двигунів. Реакція населення, виявлена досвідом, показала, що відношення до одних і тих же рівнів авіаційного шуму різне. Так, вдень при рівні шуму 66 ДБА число скарг складає 33%, а вночі при такому ж рівні шуму непокоїть 92% населення.

Відсоток скарг визначається максимальними рівнями шуму і інтенсивністю польотів літаків, як протягом доби, так і впродовж всього року.

Високий рівень шуму при зльоті, посадці, прольоті літаків відмічений в багаточисельних селищах сільського типу, розташованих на невеликій відстані від аеропортів. Значний шум створюють аеропорти місцевих авіаліній і авіація спеціального призначення.

Перша реакція населення на авіаційний шум – це скарги, кількість яких зростає з року в рік. Фізіологічно-гігієнічні дослідження, проведені у Франції, показали, що шум пролітаючих літаків робить не лише суб'єктивний, але і об'єктивний вплив на організм людини. Для виявлення реакції населення на дію авіаційного шуму було опитано по спеціально розробленій анкеті близько 3000 чоловік в 34 населених пунктах міського і сільського типу, розташованих в радіусі 30 км. від аеропорту. Опитані відзначали, що авіаційний шум дратує, стомлює,

викликає головний біль, серцебиття, порушує сон і відпочинок, не дає зосередитися на виконанні будь-якої роботи.

Для авіаційного шуму, як ні для якого іншого, характерний дратівливий ефект. Шум літаків при раптовому виникненні на тихому шумовому фоні викликає у людей почуття страху, особливо в нічний час. Діти дошкільного віку вночі часто пробуджуються від шуму, в переляку скрикують. Внаслідок цього нічні повітряні операції заподіюють населенню більше занепокоєння, чим польоти вдень. Пролітаючі літаки заважають перегляду телепередач і прослуховуванню радіо, що також є джерелом скарг населення.

Міські жителі частіше, ніж сільські, скаржаться на шум літаків (20 – 25%), що, можна пояснити підвищенням чутливістю городян до шуму, унаслідок дії на них ще і промислового, транспортного, комунального шумів.

Найбільше занепокоєння випробовують люди, страждаючі захворюваннями нервовою і серечно-судинною системами, шлунково-

кишкового тракту та ін. Відсоток скарг від цієї частини населення (64 – 90%) набагато більший, ніж від здорових людей (39 – 52%).

5.2. Викиди в атмосферу від авіаційного транспорту

Неухильне зростання об'ємів перевезень повітряним транспортом призводить до забруднення довкілля продуктами згорання авіаційних палив. В середньому один реактивний літак, споживаючи протягом 1 ч 15 т палива і 625 т повітря, випускає в довкілля 46,8 т діоксиду вуглецю, 18 т пари води, 635 кг оксиду вуглецю, 635 кг оксидів азоту, 15 кг оксидів сірки, 2,2 кг твердих часток. Середня тривалість перебування цих речовин в атмосфері складає приблизно 2 роки.

Проблема збільшення шкідливих речовин авіації – зараз одна з найважливіших проблем. Останніми роками викиди шкідливих газів в атмосферу лише зростають, що викликає занепокоєння екологів. На викиди забруднюючих речовин від авіації доводиться близько 3% загального об'єму викидів газів, що викликають парниковий ефект в Європі, проте їх рівень підвищується швидкими темпами (на 87% з 1990 року), оскільки перельоти стають дешевшими, а витрати, пов'язані з охороною довкілля, при цьому не враховуються.

Проблема забруднення авіаційної техніки виникла не відразу. Перші норми були прийняті в 1971 році, вводити їх треба було, коли почалося широкомасштабне використання літаків (десь в 60-і роки).

Найбільше забруднення довкілля відбувається в зоні аеропортів під час посадки і зльоту літаків, а також під час прогрівання їх двигунів. Підраховано, що при 300 зльотах і посадках трансконтинентальних авіалайнерів в добу в атмосферу не рівномірно, а залежно від графіка роботи аеропорту. При роботі двигунів на злеті і посадці в довкілля поступає найбільша кількість оксиду вуглецю і вуглеводневих з'єднань, а в процесі польоту – максимальна кількість оксидів азоту.

Літаку не потрібні безкінечні стрічки дороги, як автомобілю, хоча злітно-посадочні смуги аеропортів займають чималі земельні площі. Ці види транспорту ріднить активна участь в забрудненні атмосфери, в марнотратному витрачанні кисню. Реактивному лайнеру, що здійснює трансатлантичний переліт, потрібний від 50 до 100 т цього газу. На території аеропорту виробляється запуск двигунів, рулювання, зліт і посадка літаків т. п., операції при яких в атмосферу поступають шкідливі продукти вихлопів авіаційних двигунів, попереднього старту (місць чекання) і на злітно-посадочній смузі. Стернові доріжки вважаються ділянками помірною виділення газу унаслідок виділення короткочасності знаходження на них літаків.

Концентрація шкідливих складових відпрацьованих газів авіадвигунів в повітрі і швидкість їх поширення по території аеропорту в значній мірі залежить від метеорологічних умов. При цьому найвиразніше просліджується вплив напрямку і швидкості вітру. Інші чинники – температура і вологість повітря, сонячна радіація – хоча і впливає на концентрацію забрудників, проте цей вплив виражений менш яскраво і має складнішу залежність.

Оцінка сумарної кількості основних забрудників, що поступають в повітряне середовище контрольованої зони аеропорту цивільної авіації в результаті його виробничої діяльності (без врахування забруднення повітря спец автотранспортом

і іншими наземними джерелами), показує, що на площі близько 4 км² виділяється в атмосферу за 1 доба від 1000 до 1500 кг оксиду вуглецю, 300 – 500 кг вуглеводневих з'єднань і 50 – 8 кг оксидів азоту. Така кількість шкідливих речовин, що виділяються, при несприятливому поєднанні метеорологічних умов може призводити до підвищення їх концентрацій до значних величин.

При надзвичайних і аварійних ситуаціях літаки вимушені зливати в повітрі зайве паливо для зменшення посадочної маси. Кількість палива, що зливається літаком за 1 раз, коливається від 1 – 2 тис. до 50 тис. літрів. Частина палива, що випарувалася, розсіюється в атмосфері без небезпечних наслідків, проте, частина, що не випарувалася, досягає поверхні землі і водоймищ і може викликати сильні місцеві забруднення. Доля палива, що не випарувалося, досягає поверхні землі у вигляді крапель, залежить від температури повітря і висоти зливу. Навіть при температурі більше 20⁰С на землю може випадати до декількох відсотків зливаного палива, особливо при зливі на малих висотах.

Але небезпечніше інше. При польоті в нижніх шарах стратосфери двигуни надзвукових літаків виділяють оксиди азоту, що веде до окислення озону. У стратосфері відбувається інтенсивна взаємодія сонячних променів з молекулами кисню. В результаті молекули розпадаються на окремі атоми, а ті, приєднуючись до молекул кисню, що збереглися, утворюють озон. Область підвищеної концентрації озону, так звана озоносфера, яка знаходиться на висоті 20 – 25 км., грає дуже важливу роль для Землі. Поглинаючи майже всю ультрафіолетову радіацію, озон, тим самим, оберігає живі організми від загибелі.

5.3. Захист від електромагнітних випромінювань

У аеропортах цивільної авіації електромагнітна обстановка визначається в основному випромінюванням потужних станцій радіолокацій, призначених для навігації повітряних судів. До них в першу чергу відносяться наземні оглядові станції радіолокацій, що працюють в діапазонах ультрависоких і надвисоких частот. Дія електромагнітного поля на людину в районах розміщення цих станцій носить змінний характер, який обумовлений періодом обертання

електромагнітного випромінювання. Дослідження підтвердили можливість вживання розрахункових методів для попередньої оцінки електромагнітної обстановки навколо станцій радіолокацій. Результати обстеження електромагнітної обстановки в районі ряду аеропортів країни показали, що в 60% випадків в населених пунктах, розташованих біля аеропортів, були потрібні спеціальні заходи щодо захисту населення, які і були здійснені.

5.4. Охорона водних ресурсів

Поблизу аеропортів відбувається забруднення підземних вод нафтопродуктами в основному за рахунок витоку рідкого палива при заправці літаків, а також за рахунок технічних помилок при його транспортуванні і зберіганні. При зльоті і посадці літака в атмосферу виділяється певна кількість рідких і газоподібних продуктів згорання палива, які осідають поблизу злітної смуги і накопичуються в ґрунті.

Вуглеводні нафти володіють здатністю проникати на значну глибину. Так, в тріщинуватих породах авіаційний гас за 5 місяців проникає на глибину більше 700 м. Найбільш ефективним методом захисту підземних вод від забруднення нафтопродуктами є проведення запобіжних засобів, у тому числі буріння свердловин для контролю за якістю вод.

Під час аварійних ситуацій виробляється видалення із земної поверхні нафтопродуктів, що розлилися, і забрудненого ґрунту. При попаданні нафтопродуктів у водоносні горизонти зазвичай забруднені води відкачують, а потім очищають через відповідні фільтри.

На покриттях аеропортів накопичується суміш, що складається з пилу, продуктів згорання палива, часток шин, що стираються, і інших матеріалів. Разом з дощовими потоками все це потрапляє у водоймища.

5.5. Побудова авіадоріг та температурні зміни

До зміни температури в районі аеропортів найбільший вплив мають турбореактивні двигуни, які обігрівають злітні смуги. Відносно, побудови

нових і розширенню старих доріг для літаків, то основною негативною стороною є знищення великої кількості флори (трав'яного покриву, дерев), що виробляє основну кількість озону, необхідного для існування усіх живих організмів.

Висновок до розділу 5

Забруднення атмосфери, води або ґрунту, відбувається, якщо концентрація хімічних речовин, що поступають в ці середовища, або діють на них, підвищується до рівня, що перевищує здібності екосистем до самовідновлення, тобто можливості асиміляційного потенціалу довкілля.

Для досягнення цілей еколого-економічної політики і контролю за забрудненням встановлюються стандарти якості довкілля, тобто максимальні концентрації забруднюючої речовини в середовищі, куди воно поступає, і стандарти на викиди, тобто максимальна кількість забруднюючої речовини, яка може виходити від джерела. При встановленні стандартів потрібно виходити з того, щоб рівні і концентрації забруднень в їх межах знаходилися б всередині асиміляційного потенціалу екосистем.

Стратегія вирішення проблем забруднення повинна поєднувати регіональні і трансграничні аспекти. Рівні як накопиченого, так і поточного забруднення по території України нерівномірні. Виходячи з цього, необхідна система територіальних пріоритетів в охороні довкілля. Такий же підхід доцільно застосовувати і в галузевому розрізі.

Практика показує, що само по собі стихійне скорочення виробництва не є вирішальним чинником зниження об'ємів забруднення. Тому основну увагу потрібно акцентувати на структуру перебудови економіки, впровадження ресурсозберігаючих, безвідходних технологій, вдосконалення систем очищення, утилізацію відходів. Для реалізації цих завдань необхідно використовувати ринкові інструменти і контрольні-законодавчі функції держави.

ВИСНОВКИ

Сучасний період розвитку теорії управління характеризується постановкою і рішенням задач, які враховують неточності математичних моделей об'єктів управління і діючих на них різноманітних впливів.

Будь-який літак, що здійснюється в повітря, крім високих льотно-тактичних даних повинен бути добре врівноважений, бути стійким й одночасно добре керованим. Виконання цих вимог - складне конструктивне завдання. Поняття стійкість - здатність об'єкта повертатися до вихідного режиму існування після припинення впливу.

У дипломній роботі розроблено науково обґрунтовані методики та алгоритмічне та програмне забезпечення параметричної оптимізації систем управління подовжнім рухом літака середньої ваги. Проведений аналіз літератури, як друкованої, так і електронної, привів до висновку, що на сьогоднішній день найбільш прийнятним є метод синтезу за допомогою оптимізаційної процедури NonlinearControlDesign (NCD) Blockset.

Дослідивши взяту модель середнього літака, зроблений висновок, що вона нестійка. А експлуатація такого об'єкта неможлива.

Таким чином, приведено теоретичне узагальнення і нове рішення наукової проблеми, що ґрунтується на виборі ПД-закону управління і оптимізації його параметрів за допомогою процедури NonlinearControlDesign (NCD) Blockset в середовищі Matlab.

Основні наукові та практичні результати полягають у наступному:

1. Проведено дослідження існуючих на сьогодні підходів синтезу системи управління подовжнім рухом літака середньої ваги, внаслідок чого з'ясувалося, що існуючі методи не достатньо досконалі і в повному обсязі не задовольняють існуючі потреби.

2. У зв'язку з назрілою проблемою було розроблено алгоритм методу управління подовжнім рухом літака, який забезпечує стійкість системи в ході виконання оптимізаційної процедури за допомогою процедури NonlinearControlDesign (NCD) Blockset у середовищі MatLab;
3. Отримано процедуру оптимізації для моделі у просторі станів, що базується на виконанні вище наведеного алгоритму та дозволяє досягти компромісу між якістю та стійкістю за допомогою вибору оптимальних коефіцієнтів регулятора.
4. На базі створеної процедури оптимізації було проведено практичні дослідження стійкості середнього літака за кутом тангажу і швидкості. Опираючись на отримані практичні результати прийшли до висновку про доцільність використання запропонованого методу.
5. Мета досліджень дипломної роботи, що полягає у створенні методів синтезу системи управління подовжнім рухом літака, досягнута, і всі поставлені задачі вирішені цілком.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Асланян А.Э. Системы управления и навигации летательных аппаратов / А.Э. Асланян.–Киев: НАУ, 2007. - 258 с.
2. Бабич М.П. Атестаційні роботи магістрів і спеціалістів: навч.-метод. посіб. / М.П.Бабич, І.А. Жуков. – К.: НАУ, 2004. – 214 с.
3. Байбородина Ю.В. Бортовые системы управления полетом / Ю.В.Байбородина - М.:Транспорт, 2005. – 207 с.
4. Блейклок Дж. Автоматическое управление самолетом и ракетами / Дж.Блейклок, М.: Машиностроение, 2009. – 281с.
5. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом /В.А. Боднер. – М.:Наука, 2004. – 310 с.
6. Воробьев В.Г. Автоматическое управление полетом самолетов / В.Г.Воробьев, С.В.Кузнецов. –М.:Транспорт, 2005. - 215 с.
7. Воронов А.А. Устойчивость, управляемость, наблюдаемость / А.А.Воронов. - М.:Наука, 2009. – 230 с.
8. Гальперин Е. А.О стабилизации установившихся движений в нелинейных системах управления / Е. А.Гальперин, Н.Н. Красовский. - М., 2013. – 117 с.
9. Горлин С.М. Аэромеханические измерения /С.М.Горлин, И.И.Слезингер – М.: Наука, 1964. – 720 с.
10. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика / С.М.Горлин.–М.: Высшая школа, 1970. - 336 с.
11. Горшенин Д.С. Руководство к практическим занятиям в аэродинамической лаборатории/Д.С.Горшенин – М.: Машиностроение, 1967. – 224 с.
12. ДНАОП 0.00-1.31-99. Правила охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин. – К., 1999. – 30с.

13. Дрейер О. К. Экология и устойчивое развитие: учебн. пособ. / О. К. Дрейер, В. А. Лось М.: УРАО, 2007. - С. 3-7, 75- 95, 146- 155.
14. ДСанПіН 3.3.2.007–98. Державні санітарні правила і норми роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин. – К., 2000. – 17с.
15. Закон Украины «Об охране труда». Новая редакция с изменениями от 1996г., 1999г.
16. Злобін Ю. А. Основи екології / Ю. А. Злобін К.: Лібра, 2008. – 239 с.
17. Ищенко С.А. Принципы полета(альбом графиков, схем, таблиц по курсу дисциплины) /С.А.Ищенко, О.Н. Трюхан –Киев: НАУ, 2010. –100 с.
18. Ищенко С.А. Принципы полета / С.А.Ищенко, О.Н.Трюхан –Киев: НАУ, 2011. –420 с.
19. Квакернаак Х. Линейные оптимальные системы управления /Х. Квакернаак, Р.Сиван. -М.: Мир, 2007. – 157 с.
20. Лабораторный практикум / под ред. С.Г. Попова. – М.: МАИ, 1972. – 115с.
21. Мельников А.П. Основы прикладной аэродинамики / А.П.Мельников – Л.: ЛКВВИА, 1953. – 580 с.
22. Методические указания по выполнению расчета искусственного освещения в дипломных проектах и работах с применением ЭВМ / сост. Ю.К. Френзе, М.Я. Подколзин и др. – Киев, 2009. – 66с.
23. Микеладзе В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет /В.Г.Микеладзе, В.М. Титов. -М.: Машиностроение, 1982. -149 с.
24. Ништ М.И. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем / М.И.Ништ –М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1980. – 203 с.

25. Соляник П.Н. Экспериментальная аэродинамика. Учебное пособие по лабораторному практикуму / П.Н.Соляник, М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьковский. авиационный институт", 2007. – 96 с.
26. Справочник по теории автоматического управления / ред. А.А. Красовский. – М.: Наука, 2007 – 303 с.
27. Черных И.В., Simulink – среда создания инженерных приложений / Черных И.В. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, - 2004. – 130 с.
28. http://www.tspu.tula.ru/ivt/old_site/lcopy/Matlab_RU/nonlinecondes/book1/pr ef ace.asp.htm