

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

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**

Завідувач випускової кафедри

 Віктор СИНЕГЛАЗОВ

“ 19 ” 06 2023 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**  
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ  
“БАКАЛАВР”

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

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

**Тема: Обчислювальна система координованого управління тягою літака на етапі заходу на посадку.**

Виконавець: студент групи КП-403 Ковальчук Максим Русланович

Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Нормоконтролер:  Філяшкін М. К.

(підпис)

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: бакалавр

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

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

## ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

 Віктор СИНЄГЛАЗОВ

“ 19 ” 06 2023 р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

**Ковальчук Максим Русланович**

**1. Тема роботи:** “Обчислювальна система координованого управління тягою літака на етапі заходу на посадку.”

**2. Термін виконання роботи:** з 10.04.2023 р. до 14.06.2023 р.

**3. Вихідні дані до роботи:** Розробку системи проводити для турбогвинтовентиляторного двигуна (ТВВД).

**4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):** 1. Система логічних правил інтегрованого керування літаком на етапах заходу на посадку та посадки. 2. Засоби механізації крила, що дозволяють знизити злітно-посадкові швидкості. 3. Аналіз методів та систем автоматичного управління швидкістю польоту. 4. Інтеграція САУ польотом літака з САУ силової установки. 5. Синтез автомата тяги. 6. Синтез координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа. 7. Управління швидкістю польоту та механізацією крила в зоні вирівнювання. Алгоритм роботи автомата тяги на етапі вирівнювання. 8. Розробка системи екстреного дроселювання. 9. Дослідження синтезованих контурів управління.

**5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Система логічних правил керування літаком на етапах заходу на посадку та посадки. 2. Засоби механізації крила, що дозволяють знизити злітно-посадкові швидкості. 3. Схема інтеграція САУ польотом літака з САУ силової установки. 4. Синтез координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа. 5. Структурна схема контуру координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа. 6. Структурна схема допрацьованої обчислювальної системи управління тягою. 7. Результати дослідження контурів автоматичного управління.

### 6. Календарний план-графік:

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел	10.04.2023	виконано
2.	Збір інформації	11.04. 2023	виконано
3.	Аналіз логічних правил інтегрованого керування літаком на етапах заходу на посадку та посадки	12.04.2023- 14.04.2023	виконано
4.	Аналіз засобів механізації крила, що дозволяють знизити злітно-посадкові швидкості	15.04.2023 – 18.04.2023	виконано
5.	Аналіз методів та систем автоматичного управління швидкістю польоту	19.04.2023 – 25.04.2023	виконано
6.	Інтеграція САУ польотом літака з САУ силової установки	26.04.2023 – 28.04.2023	виконано
7.	Синтез автомата тяги	29.04.2023 – 05.05.2023	виконано
8.	Синтез координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа	06.05.2023 – 09.05.2023	виконано
9.	Управління швидкістю польоту та	10.05.2023-	виконано



## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Обчислювальна система координованого управління тягою літака на етапі заходу на посадку» ....

ІНТЕГРОВАНЕ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ, ЗАСОБИ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА, УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ, АЛГОРИТМИ РОБОТИ АВТОМАТА ТЯГИ, КООРДИНОВАНОГО УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ, АЛГОРИТМ РОБОТИ АВТОМАТА ТЯГИ, СИСТЕМИ ЕКСТРЕНОГО ДРОСЕЛЮВАННЯ, СИНТЕЗОВАНІ КОНТУРИ УПРАВЛІННЯ.

Об'єкт дослідження – взаємодія між системою управління тягою літака та системою механізації крила під час процедури посадки.

Предмет дослідження – засоби механізації крила, що дозволяють знизити злітно-посадкові швидкості.

Метод дослідження – обробка літературних джерел, порівняння, аналіз, розробка.

Мета кваліфікаційної роботи – дослідження та розробка оптимальних алгоритмів діяльності обчислювальної системи керування тягою на етапі заходу на посадку, що здійснює координоване управління швидкістю польоту та кутом тангажу.

У роботі проаналізовані різні способи керування швидкістю польоту літаків, доведено доцільність використання на літаках автоматичних пристроїв, що управляють швидкістю польоту без зміни висоти, а саме автоматів тяги. Висловлена пропозиція, що при змінах ешелонів, користуватися координацією управління кутом тангажа для уникнення надмірних змін швидкості внаслідок зміни лобового опору та сили ваги на цьому етапі.

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	1
1. Система логічних правил інтегрованого керування літаком на етапах заходу на посадку та посадки.....	3
2. Засоби механізації крила, що дозволяють знизити злітно-посадкові швидкості. ....	6
3. Аналіз систем автоматичного управління швидкістю польоту.....	13
4. Інтеграція САУ польотом літака з САУ силової установки.....	20
5. Синтез автомата тяги .....	25
6. Синтез координованого управління швидкістю польоту та кутом тангажа. ....	29
7. Управління швидкістю польоту та механізацією крила в зоні вирівнювання. Алгоритм роботи автомата тяги на етапі вирівнювання.....	33
8. Розробка системи екстреного дроселювання .....	42
8.1 Вибір і обґрунтування типу каналу системи екстреного дроселювання.....	42
8.2 Розробка структурної схеми швидкодіючого каналу системи .....	50
8.3 Розробка структурної схеми дросельного каналу системи .....	52
9. Дослідження синтезованих контурів управління .....	56
ВИСНОВКИ .....	62
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....	63



## ВСТУП

Сучасні літаки широко використовують системи автоматичного управління (САУ) на різних етапах польоту. САУ незамінна для ефективного використання авіаційної техніки навіть для найпростіших польотних завдань. Інтеграція САУ в процес управління пов'язана зі зміною пілотажних характеристик літальних апаратів, зокрема стійкості та керованості, а також посиленням тенденції зв'язку САУ з комплексами бортового обладнання. Системи протиповітряної оборони на сучасних літальних апаратах перетворилися з простих допоміжних засобів для пілотів у системи, які значно підвищують ефективність і безпеку польоту. Однак повна автоматизація пілотованого польоту є недосяжною через обов'язкову участь пілота, особливо на критичних етапах польоту, а також виключну відповідальність пілота за роботу в аварійних режимах, перемикання між різними режимами САУ та моніторинг роботи.

Успішне виконання польотних завдань залежить від дотримання конкретних умов польоту, які забезпечують прийнятні аеродинамічні характеристики та оптимальну роботу двигуна. Це вимагає контролю справжньої швидкості польоту, приладової швидкості та числа Маха польоту. Контроль швидкості має вирішальне значення не лише під час керування траєкторією, наприклад підйому, спуску та приземлення, але й для досягнення бажаного часу та цільового положення. Керування бічним маневром вимагає узгодженого управління перевантаженням літака, швидкістю польоту та траєкторією.

Традиційно контроль повітряної швидкості в основному спирався на ручні методи керування, які виявилися достатніми для поступової зміни швидкості на певних етапах польоту. Однак ручному регулюванню швидкості не вистачає необхідної точності під час дуже складних етапів польоту. Автоматичний контроль швидкості звільняє пілота від цієї відповідальності, дозволяючи йому зосередитися на інших завданнях. Автоматична стабілізація стає особливо важливою, коли стабільність літака порушується через проблеми, пов'язані зі швидкістю.



Політ із заданою швидкістю може відбуватися на постійній висоті або під час підйому та зниження. Тяга двигуна або положення керма використовується для керування швидкістю польоту. У першому випадку тангенціальне прискорення регулюється зміною тяги двигуна, тоді як в останньому випадку воно досягається шляхом регулювання сил опору (сила фронтального опору та компонент ваги). Узгоджене управління може здійснюватися одночасно по каналу управління тангажем і каналу тяги двигуна.

Зліт і посадка є найбільш вимогливими і потенційно небезпечними етапами польоту, які створюють значні психофізіологічні навантаження на пілотів і членів екіпажу. На ці етапи припадає більше третини всіх рейсів у всьому світі. Точне керування параметрами кута та траєкторії разом із додатковими завданнями, такими як зв'язок із наземними службами, робота шасі та закрилків, керування над головою тощо, ускладнює керування польотом, особливо на етапі посадки, та розміщує літак у безпосередній близькості від землі. і покриття злітно-посадкової смуги.

Дипломна робота присвячена розробці комп'ютерної системи керування тягою при зльоті та посадці, а також удосконаленню системи автоматичного керування АБСУ-154, а саме системи автоматичного керування тягою як складової частини узгодженого режиму керування.

## РОЗДІЛ 1

### **СИСТЕМА ЛОГІЧНИХ ПРАВИЛ ІНТЕГРОВАНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ НА ЕТАПАХ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ ТА ПОСАДКИ.**

На основі аналізу функціональної схеми комплексної системи керування силовою установкою та системою управління літальним апаратом визначено логічні правила та додаткові умови комплексного керування літальним апаратом та його силовою установкою під час виконання робіт з КВП. Ці правила та умови передбачають коригування програми управління силовою установкою на основі поздовжніх і бічних перевантажень літака, активацію сигналу «Дозвіл реверсу» для посадки; керування та моніторингу активації реверсора тяги; координацію реверсу тяги та управління колісними гальмами з урахуванням антиюзової автоматики.

Більшість літаків, обладнаних системою автоматичного приземлення, нижче висоти прийняття рішення, визначеної категорією ІКАО (60 м), обладнані системою автоматичного керування або автоматичного керування газом. Закони керування тягою можуть змінюватись залежно від типу літака та його аеродинамічних характеристик. Під час вирівнювання, утримування та торкання закон керування, як правило, залишається незмінним, при цьому дросельна заслінка знаходиться на низькій потужності або виконує незначні коригування навколо цього значення.

Літаки КВП вимагають дещо іншого підходу до управління тягою двигуна. По-перше, висока точність посадки на початку злітно-посадкової смуги має вирішальне значення, а по-друге, важливо підтримувати мінімально можливу швидкість посадки. Оскільки літальний апарат знаходиться в зоні вирівнювання, контроль швидкості може бути досягнутий тільки шляхом збільшення тяги двигуна. Пілот є невід'ємною частиною контуру керування, отримуючи інформацію про положення літака та параметри двигуна під час посадки з екрана ЕСІ. Пілот керує кермом і дроселем під час посадки, а після приземлення керує педалями колісної гальмівної системи.

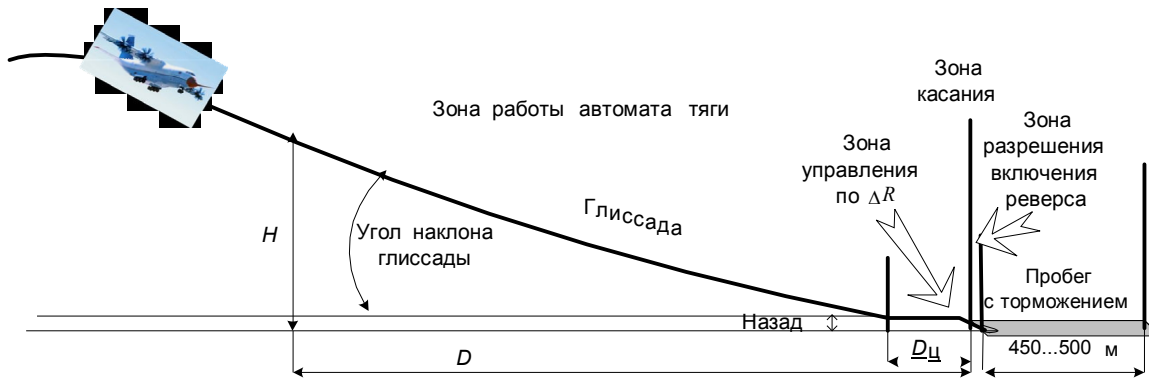


Рис.1. Схема заходу на посадку із зонами перемикання законів керування тягою силової установки

Для літального апарату КВП можна визначити різні методи керування тягою двигуна, як показано на рис. 1.

**Перша зона** передбачає традиційне керування двигуном, де звичайний автомат тяги використовується для підтримки рекомендованої швидкості зниження, встановленої пілотом. Закон керування автоматом тяги аналогічний тому, що реалізований на літаку АН-72:

$$\delta_{PVD} = \frac{1}{p} [(K_g \vartheta + K_{n_x} n_x + K_{\Delta V} \Delta V) \times \times \frac{p}{Tp + 1} + K_v \Delta V + K_{wz} \frac{Tp}{Tp + 1} wz] \quad (1)$$

Регульованим параметром (1) є  $\Delta V = V_{пр} - V_{пр.зад}$ , де  $V_{пр.зад}$  - приладова швидкість, задана пілотом з пульта керування.

**У другій зоні**, для зменшення посадковій швидкості і покращення вантажопідйомності крила застосовують різні засоби механізації крила. Це розраховується за формулою, реалізованою в літаку АН-70. Розрахунок обертання тяги в режимі штурвалового керування виконується комп'ютерною системою керування польотом і тягою, яка потім передає інформацію в систему автоматичного керування силовою установкою:

$$\Delta R = K_v \Delta V + K_{nx} \Delta n_x + K_v \frac{T_{vp}}{T_{vp} + 1} \Delta V \quad (2)$$

Де  $\Delta V$  – відхилення приладової швидкості від  $V_{\min}$  км/год,  $K_v$ ,  $T_v$  – коефіцієнт передачі і постійна часу по швидкості.

При переході в **третю зону**, зону контакту, сигнал «Дозвіл реверсу тяги» генерується на основі звичайної логіки перевірки різних параметрів, таких як положення літака відносно ЗПС, швидкість, висота, закрилки, шасі, двигун. важіль керування, частоти обертання та положення лопатей гвинтокрила.

Нарешті, в **четвертій зоні** реалізовано управління реверсом тяги і інтегрована гальмівна система з колісними гальмами. Гальмування з використанням зворотної тяги зазвичай активується на швидкостях від 180 до 160 км/год і вимикається на швидкостях від 90 до 60 км/год, після чого починається гальмування колісними гальмами. Інтегрована гальмівна система поєднує використання реверсів тяги та колісних гальм:

$$-\frac{G_c}{g} \frac{dV}{dt} = -c_x Sp \frac{V_a^2}{2} - (R^+_{\Sigma} - R^-_{\Sigma}) - [(f_{тр-кач.} + f_{торм})(G_c - c_y Sp \frac{V_a^2}{2})]$$

де  $R_{\Sigma}$  - сумарна реверсна тяга двигунів.

Під час посадки на вологу або засніжену злітно-посадкову смугу літак може відчувати бічне ковзання, також відоме як ковзання, що спричиняє бічне перевантаження. Щоб вирішити цю проблему, простий підхід полягає в тому, щоб відпустити колеса до рівня, коли бічна сила перевантаження стає нульовою.

## РОЗДІЛ 2

### ЗАСОБИ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА, ЩО ДОЗВОЛЯЮТЬ ЗНИЗИТИ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІ ШВИДКОСТІ.

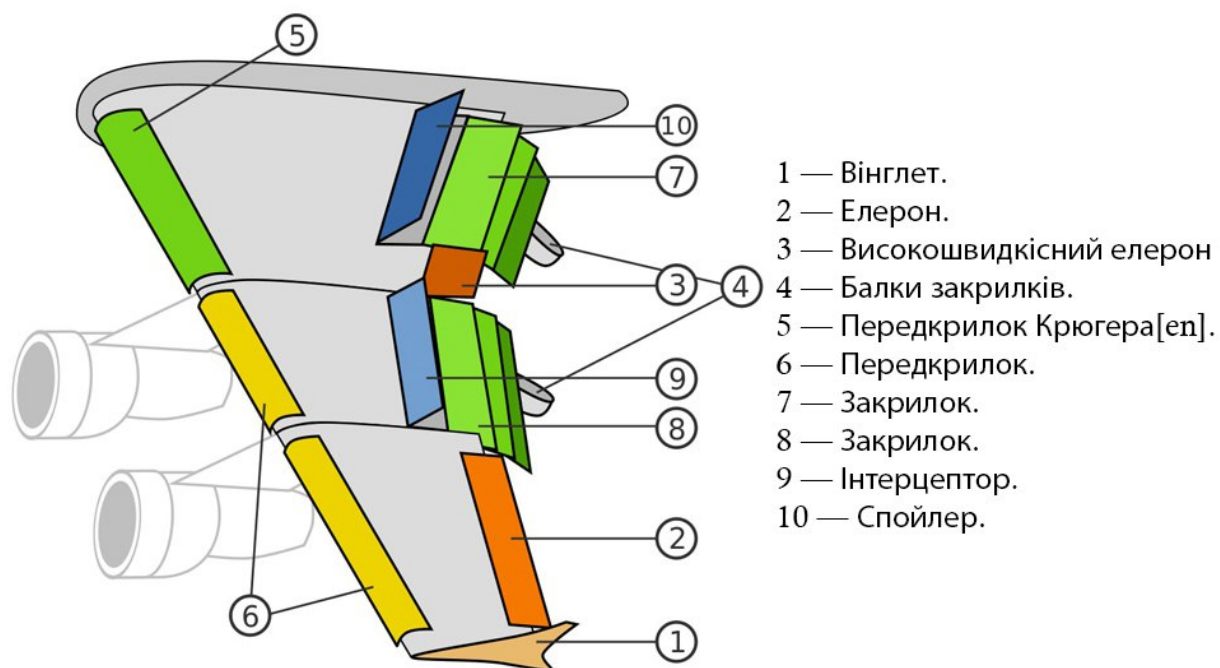


Рис. 2.1 Механізація крила

Принципи підвищення здатності крила нести навантаження включають:

1. Збільшення кривизни профілю крила, що призводить до зсуву кривої  $C_y=f(\alpha)$  вліво та збільшення  $C_y$  до максимальної межі.
2. Розширення площі поверхні крила.
3. Використання відсмоктування прикордонного шару, яке включає втягування прикордонного шару до поверхні.
4. Здійснення продування прикордонного шару, що передбачає продування повітря над прикордонним шаром.
5. Збільшення циркуляції шляхом зменшення стріловидності крила під час польоту.

Методи механізації, які покращують вантажопідйомність крила, включають використання щитів на нижній поверхні крила. Ці екрани відхиляються вниз і розташовані вздовж задньої кромки крила (див. рис. 2.2.2.а). Підйомна сила збільшується за рахунок посиленої ефективної кривизни профілю крила. Крім того, прикордонний шар відсмоктується від верхньої поверхні крила до області зниженого тиску між крилом і екраном, що ще більше збільшує  $C_y$  тах і трохи зменшує інші параметри  $\alpha_{кр}$

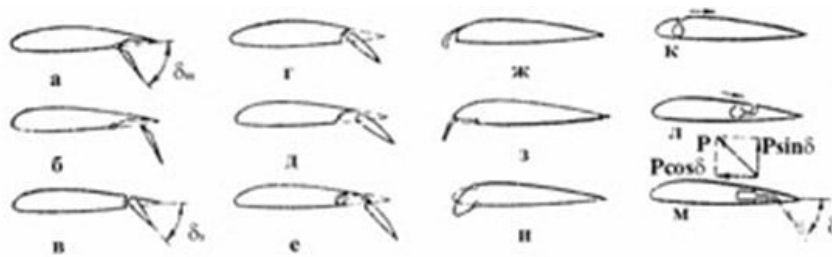


рис. 2.2 Види механізації крила збільшуючі  $C_y$

Висувні щитки більш ефективні, оскільки вони відхиляються вниз і зміщуються до заднього краю крила, збільшуючи таким чином площу поверхні крила(див. рис. 2.2.2.б). Однак ця конструкція більш складна. Щоб мінімізувати опір літака під час зльоту, щитки відхиляються на менший кут, хоча це зменшує зміну коефіцієнта підйомної сили  $\Delta C_y$ . На крилах стріловидності щитки не застосовуються, тому що збільшення кута стрілоподібності значно зменшує  $\Delta C_y$ .

Закрилки - це хвостова частина крила, яка відхиляється вниз. Ефективність крил із простими закрилками (див. рис. 2.2.2.в) відносно низька, оскільки збільшення підйомної сили  $\Delta C_y$  тах відбувається переважно через зміну кривизни вихідного профілю крила. При відхиленні щілинних закрилків (див. рис. 2.2.2.г,е) між ними і крилом утворюється спеціальний зазор. Висувний щілинний закрилок

(див. рис.2.2.д) також збільшує площу поверхні крила. Щілинні закрилки також можна використовувати під час зльоту. При малих кутах відхилення збільшення підйомної сили ( $C_y$ ) призводить до незначного збільшення опору  $C_x$ .

Ефективність закрилків підвищується при більших кутах відхилення. Однак, коли закрилки з одним прорізом відхиляються більше ніж на  $40^\circ$ , це порушує потік повітря, що призводить до зменшення підйомної сили  $C_y$  і потенційної нестабільності. Таким чином, більшість сучасних цивільних літаків використовують високоефективні двощілинні та трищілинні закрилки, які працюють плавно до кутів відхилення від  $50$  до  $60^\circ$  (див. рис. 2.2 е ).

Використання закрилків будь-якого типу призводить до зменшення критичного кута атаки.

Передкрилки - розташовані вздовж передньої кромки крила, створюють спеціальну щілину при розгортанні (рис. 2.2.2.ж). Така конструкція забезпечує більш стабільний потік повітря навколо крила, особливо при великих кутах атаки.

Передкрилок створює власний підйом, що призводить до помітного нахилу потоку за ним. Цей перекис потоку та підвищена швидкість прикордонного шару запобігають розділенню потоку та призводять до вищих значень  $\Delta C_{y,max}$  та  $\alpha_{кр}$  для крила. Задні передкрилки забезпечують ефективну роботу елеронів під великими кутами атаки та мінімізують втрату підйомної сили під час зриву з кореневої частини крила. У крилах із позитивною стріловидністю, де можливе порушення потоку, рекомендується встановлювати передкрилки на значній частині розмаху крил.

Існує три види передкрилків:

- Фіксовані;
- Автоматичні;
- Регульовані.

Одним із видів - є передкрилки Крюгера, що представляють собою передні щити, що відхиляються на кут  $120...150^\circ$  і мають просту конструкцію (рис. 2.2.з). Передкрилки Крюгера збільшують кривизну передньої кромки крила, покращуючи

$C_{y\max}$  і  $\alpha_{кр}$ . Однак досягнуте  $C_y$  швидко знижується, коли  $\alpha_{кр}$  перевищено. Відхиляються шкарпетки, які менш ефективні, ніж ламелі, встановлюються на крилах, де встановлення механізмів є складним. Закрилки Крюгера підвищують безпеку польоту.

Як правило, ламелі використовуються в поєднанні з щитками або закрилками для збільшення  $C_{y\max}$  без значного збільшення  $\alpha_{кр}$  (крива 9 на рис. 2.3.б).

Щоб компенсувати обмежений простір, зайнятий закрилками, легкі літаки використовують «підвішені» елерони або елерони закрилків. Вони можуть відхилитися вниз на кут  $\delta z < \delta_{пред}$ , де  $\delta_{пред} < \delta_{крит}$ , максимально допустимий кут відхилення елерона до того, як відбудеться порушення потоку. Різниця між цими кутами ( $\delta_{пред} - \delta z$ ) визначає відхилення елеронів-закрилків як елеронів, забезпечуючи правильне поперечне керування. Флаперони-елерони також можуть виконувати функції елеронів-закрилків, задні частини яких відхиляються як закрилки.

Елементи механізації зазвичай розташовані в центральній частині крила, подалі від елеронів. Їх ефективність зростає з більшою площею крила  $S_M$ , на яку впливає їхній вплив, що відбувається як через високе співвідношення сторін ( $\eta$ ) крила, так і через напливи.

Для механізованого крила результуюче  $C_y$  при конкретному куті атаки можна наближено визначити за допомогою такої формули.

$$C_y = C_{y_{бм}} + \Delta C_{y_M} \frac{S_M}{S}$$

де  $C_{y_{бм}}$  являє собою коефіцієнт підйомної сили на крилі без будь-якої механічної допомоги, а  $\Delta C_{y_M}$  відноситься до збільшення підйомної сили по всьому розмаху крила внаслідок механізації.

### **Енергетичні засоби збільшення підйомної сили крила**

Одним із способів посилити підйомну силу на крилі є використання енергії, виробленої силовою установкою літака. Енергетичні методи, такі як різні системи контролю прикордонного шару (УПШ), можуть бути використані для збільшення підйомної сили.





Рис. 2.3 Енергетичні засоби збільшення підйомної сили крила

Керування прикордонним шаром можна здійснити шляхом штучного всмоктування або продування прикордонного шару через отвори або перфорації у верхній поверхні крила (див. рис. 2.2.2.к, л). Таке керування інтенсифікує потік у прикордонному шарі, що призводить до значного зменшення опору тертя, затримки відриву потоку при великих кутах атаки та покращення аеродинамічних характеристик крила.

Ретельно підбираючи положення отворів на поверхні і контролюючи кількість видувного або всмоктуваного повітря, можна створити взаємодію між газовими струменями 2 і основним потоком 3. Ця взаємодія, зберігаючи ламінарний потік на значній частині поверхні крила, призводить до створення суперциркуляції. Суперциркуляція тягне за собою додаткове прискорення або уповільнення потоку, що призводить до відповідного зменшення або збільшення тиску на окремі ділянки поверхні крила, тим самим збільшуючи підйомну силу.

Реактивний закрилок — це вузький зазор 2 уздовж задньої кромки крила, з якого на високих швидкостях викидаються стиснуті гази 1.

Струмінь перешкоджає обтіканню крила знизу, що призводить до збільшення тиску під крилом. Одночасно ефект всмоктування струменя збільшує швидкість потоку над крилом і знижує тиск, подібно до відхилення звичайного закрилка. Крім того, гази, що виходять із реактивної закрилки, створюють додаткову силу  $R$ , причому компонент  $Y$  сприяє збільшенню підйомної сили, а компонент  $P$  діє як додаткова сила для протидії опору.

Однак ці механізми споживають частину потужності двигуна. В якості альтернативи може бути використана система всмоктування профілю для підтримки

ламінарного потоку навколо профілю під низькими кутами атаки, зменшуючи  $C_x$  (коефіцієнт лобового опору) під час крейсерського руху. Системи, що включають продування прикордонного шару стисненим повітрям, що надходить від компресорів турбінного двигуна або вторинного контуру турбовентиляторного двигуна з подвійною тягою, простіші і не призводять до значних втрат тяги. Під час продування прикордонного шару перед заслінкою високошвидкісний струмінь слідує за контуром верхньої сторони ступки (ефект Коанда), тим самим значно збільшуючи підйомну силу  $C_y$ .

Іншим підходом є використання реактивних закрилків (див. рис. 2.2.2.м). Реактивні закрилки — профільовані щілини, розташовані вздовж задньої кромки крила, через які під кутом  $\delta$  викидається потік повітря від компресора реактивного двигуна або вихлопних газів. Струмінь, що виходить, захоплює навколишнє повітря та збільшує його швидкість, згодом посилюючи циркуляцію потоку навколо профілю та підвищуючи аеродинамічну підйомну силу.

Сила, спрямована вгору, створена реактивною силою струменя, представленою  $P \sin \delta$ , сприяє додатковому підйому. Сумарний коефіцієнт підйомної сили крила з реактивним закрилком, позначається як  $C_{y_{ps}}$ , складається з коефіцієнтів від аеродинамічних сил  $C_{y1}$  і реактивної сили  $C_{y2}$ . У результаті максимальне значення коефіцієнта  $C_{y_{max}}$   $ps$  може коливатися від 10 до 12, що приводить до помітних покращень злітно-посадкових можливостей літака.

Складова  $P \cos \delta$  додається до тяги двигунів. Коефіцієнт імпульсу струменя характеризує ефективність енергетичних засобів:

$$C_{\mu} = m_c \frac{V}{qS'}$$

де  $m_c$  - секундна масова витрата струменя через щілини системи УПС або реактивного закрилка, кг/с,  $V$  - швидкість струменя, м/с,  $q$  - швидкісний напір польоту, Н/м<sup>2</sup>,  $S'$  - частина площі крила, на яку впливає струмінь, м<sup>2</sup>.

На рис. 2.4 зображено аеродинамічні характеристики крила з системою УПС, розташованою перед закрилком. Збільшення циркуляції  $C_{\mu}$  призводить до

безперервного потоку до досягнення певної точки на графіку. Однак існують обмеження щодо ефективності збільшення  $C_{\mu}$  і відхилення клаптя  $\delta$ .

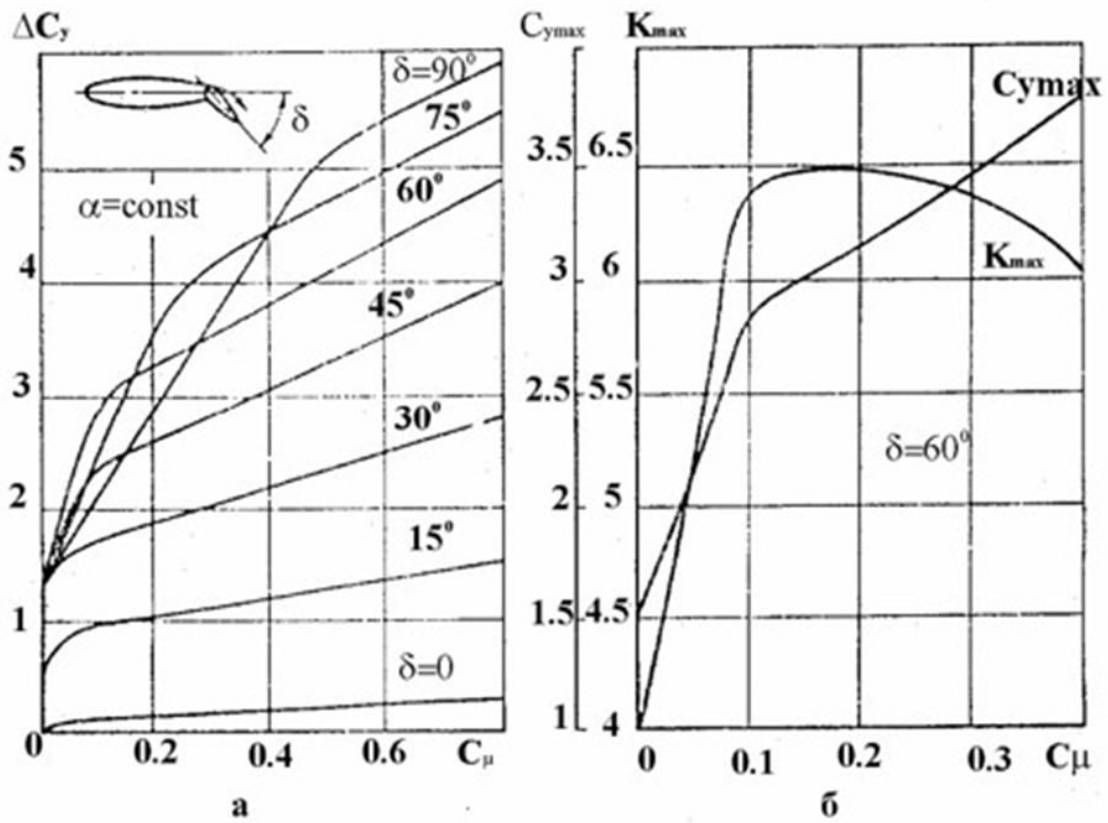


Рис. 2.4. Аеродинамічні характеристики крила з системою УПС перед закрилком

На основі рис. 2.4.а видно, що найефективнішим способом досягнення значної зміни підйомної сили  $\Delta C_y$  є встановлення  $\delta$  на  $60^\circ$  та збільшення  $C_{\mu}$  до 0,2. Рис. 2.4.б демонструє, що як тільки  $C_{\mu}$  перевищує 0,1, збільшення максимального коефіцієнта підйому  $K_{max}$  припиняється, а зростання максимального підйомної сили  $C_{y,max}$  сповільнюється.

Всмоктування повітря з другого контуру ДТРД зменшує тягу двигуна, тоді як відхилення закрилків створює момент кидання. Ці фактори приводять до небажаних турбулентних рухів під час заходу на посадку та посадки літака, яким пілот повинен протидіяти.

Запропоноване рішення передбачає реалізацію узгодженого керування механізацією крила та тягою силової установки.

## РОЗДІЛ 3

### АНАЛІЗ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ

Дроселювання використовується для досягнення змін тяги двигуна, що здійснюється шляхом маніпулювання рукояткою керування у випадках, коли присутнє комбіноване керування. Регулювання всіх або основних регуляторів двигуна виконується під час переміщення ручки керування, що забезпечує оптимальні умови роботи. Хоча можна було б модифікувати окремі параметри режиму двигуна для зміни тяги, цей спосіб регулювання не дає найбільш вигідного режиму роботи двигуна.

Змінюючи швидкість польоту шляхом регулювання тяги двигуна, важливо враховувати часову затримку між зміною положення рукоятки керування та встановленням тяги. Ця затримка ще більш виражена, коли керуючий сигнал від ручки передається через сповільнювач. Отже, при регулюванні швидкості польоту за допомогою коригування тяги, критичним стає врахування динамічних характеристик двигуна, які можна оцінити за допомогою передатної функції «тяга – джойстик».

Автоматичні регулятори повітряної швидкості мають прямий вплив на тягу двигуна через ручку керування двигуном і на керування тангажем через автопілот. Розглянемо різні схеми регулювання швидкості польоту літака.

На рис. 3.1 зображена схема регулятора швидкості польоту, що впливає на тягу двигуна через ручку управління газовим сектором. Сигнали від регулятора і регулятора швидкості об'єднуються в підсумовуючому пристрої регулятора швидкості польоту. Сигнал від регулятора швидкості потрібно додати до сигналу, який подає пілот на ручку керування.

Схема керування, показана на рис. 3.1, відповідає системі керування тяговою машиною. За цим принципом побудована тягова машина АТ-4 системи АБСУ- 154.

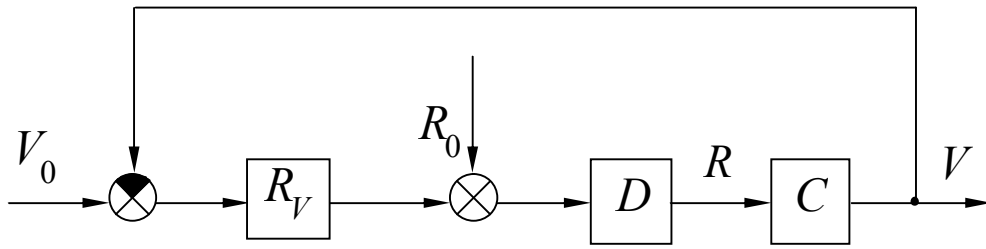


Рис.3.1.

- $V_0$  - задатчик швидкості;
- $R_0$  - заданий сигнал льотчиком через РУД;
- $R, V$  - поточні значення тяги і швидкості;
- $R_V$  - поле регулятора швидкості;
- $D, C$  - двигун і літак.

Існує два можливих варіанти приєднання регулятора швидкості польоту до керма висоти.

У першому варіанті (зображено на рис. 3.2), регулятор швидкості працює самостійно і впливає на кермо висоти незалежно від автопілоту. Щоб забезпечити гармонійну спільну роботу автопілоту та регулятора швидкості, параметри обох пристроїв повинні бути підібрані взаємно згодою.

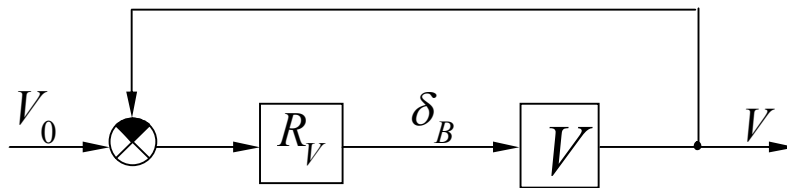


Рис.3.2.

У другому варіанті (зображено на рис. 3.3), регулятор швидкості польоту входить в склад автопілоту. Крім кутових координат, автопілот отримує сигнали, що пропорційні швидкості польоту та її похідним.

Конфігурація, зображена на рис. 3.2, не отримала широкого застосування в системах автоматичного контролю швидкості польоту, тоді як конфігурація,

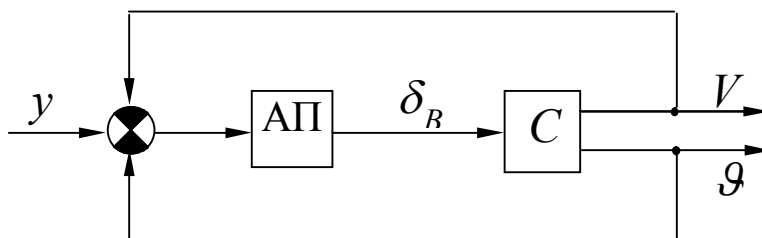


Рис.3.3.

показана на рис. 3.3, зазвичай використовується в сучасних системах автоматичного контролю швидкості польоту, таких як системи САУ-1Т і АБСУ-154.

Загалом, контроль повітряної швидкості повинен координуватися з контролем висоти. Це передбачає синхронізацію впливу на тягу та кермо висоти, щоб зміни швидкості польоту не призводили до зміни висоти, і навпаки. Досягнення такого скоординованого керування передбачає одночасне регулювання як тяги, так і висоти за допомогою керма. Враховуючи, що скоординоване керування швидкістю залежить від впливу як на тягу, так і на керування висотою, стає необхідним включити висоту польоту літака та кут атаки як контрольні параметри. На рис. 3.4 представлена функціональна схема такої системи керування..

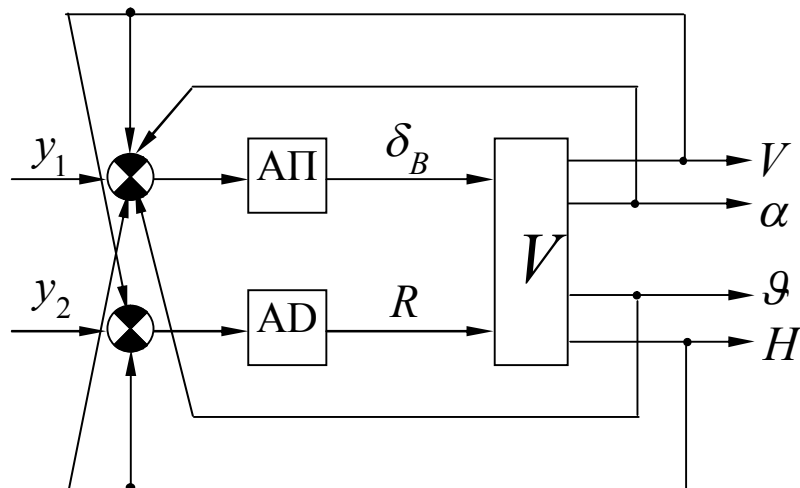


Рис.3.4.

$y_1, y_2$  - Сигнали відповідають заданим значенням швидкості літака, кутових координат, висоти, кута атаки та висоти польоту.

Текст можна перефразувати наступним чином: «У цій ситуації не гарантується, що висота польоту буде підтримуватися точно, як зазначено в розділі

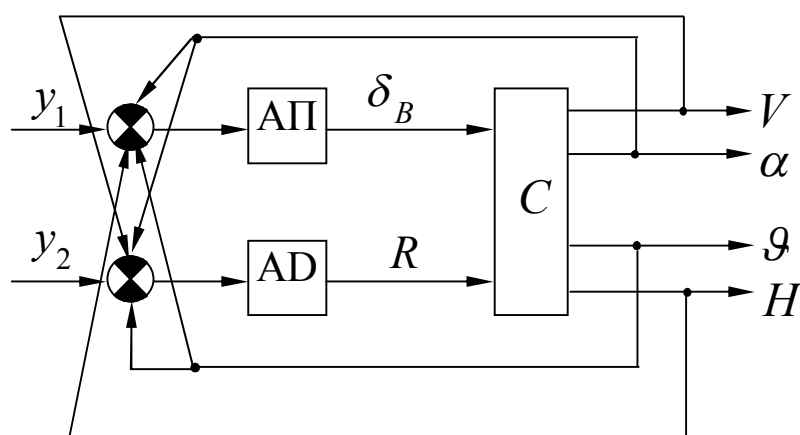


Рис. 3.5

1. Ця точність має вирішальне значення під час польотів у строю. Отже, доцільно встановити скоординований контроль виключно між керуванням висотою та керуванням дроселем, особливо коли є зміни у висоті польоту. Діаграма, що зображує цю систему, показана на рис. 3.5."

Аналізуючи розглянуті схеми автоматичного регулювання швидкості польоту літальних апаратів, можемо зробити такі висновки:

1. При регулюванні швидкості польоту шляхом маніпулювання силою опору необхідна значна зміна кута атаки. Це, однак, негативно впливає на точність керування кутовими переміщеннями літака та змінює висоту польоту. Вплив особливо виражений на низьких висотах через більшу щільність атмосфери. Крім того, слід враховувати значні витрати палива, особливо під час польотів на низькій висоті.

2. Контроль швидкості польоту виключно шляхом регулювання тяги двигуна має недолік: для досягнення змінних перехідних процесів потрібні великі передавальні числа. Отже, раптові збої в системі можуть перешкодити необхідним змінам тяги через ризик зупинки двигуна. Стабілізація швидкості польоту за допомогою маніпуляції тягою можлива лише в режимах польоту, де є запас тяги.

Тому для літака, оснащеного системою автоматичного керування, яка забезпечує якісний контроль кутових координат і висоти польоту, рекомендується використовувати систему автоматичної стабілізації швидкості польоту, що працює за рахунок впливу на тягу двигуна. Крім того, сертифікація цивільних літаків передбачає наявність автоматичного підрюлювача в САУ.

На рис. 3.6 зображено структурну схему одного з каналів тягової машини Бендікс, встановленої на американському військово-транспортному літаку Lockheed Z-141.

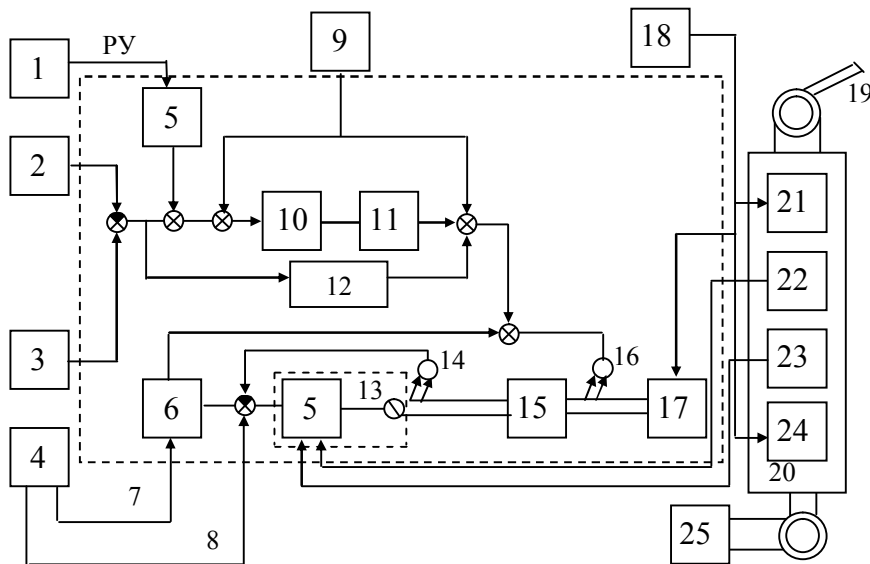


Рис. 3.6

1 – акселерометр; 2 – СПС; 3 – пульт керування; 4 – обчислювач;  
 5 – підсилювач; 6 – вентильна схема; 7 – сигнал запирання; 8 – сигнал зміщення; 9 – гіровертикаль; 10 – обмежувач; 11 – фільтр; 12 – інтегратор; 13 – серводвигун; 14 – тахогенератор; 15 – редуктор; 16 – ДОС; 17 – функціональна муфта; 18 – аварійний вимикач; 19 – РУД; 20 – блок зчеплення; 21 – ручне розчеплення; 22,23 – датчики; 24 – розчеплення на холостому ході; 25 – дросель двигуна.

Зі структурної схеми видно закон керування тяговою машиною.

$$\delta_{сз} = F_{огр} (k_0 \Delta V + k_1 pV + k_{1\vartheta_1} \vartheta) W(p) + k_1 \frac{\Delta V}{p} + k_{\vartheta_2} \vartheta$$

де  $W(p)$  - передатна функція фільтра низьких частот;  $F_{огр}$  - передатна функція обмежника.

Схема тягової машини містить обмежувач і фільтр низьких частот, щоб мінімізувати вплив високочастотних компонентів турбулентної атмосфери на роботу двигуна. Автоматична підрулююча установка літака Lockheed Z-141 служить багатьом цілям, включаючи можливість посадки в будь-яку погоду. У спрощеному

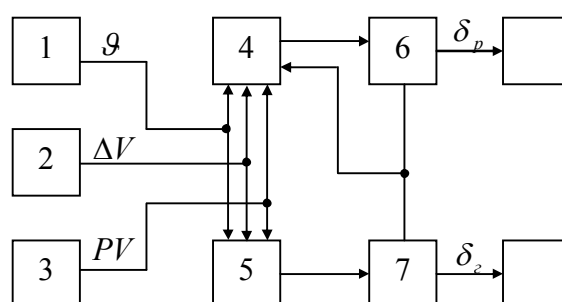


Рис. 3.7

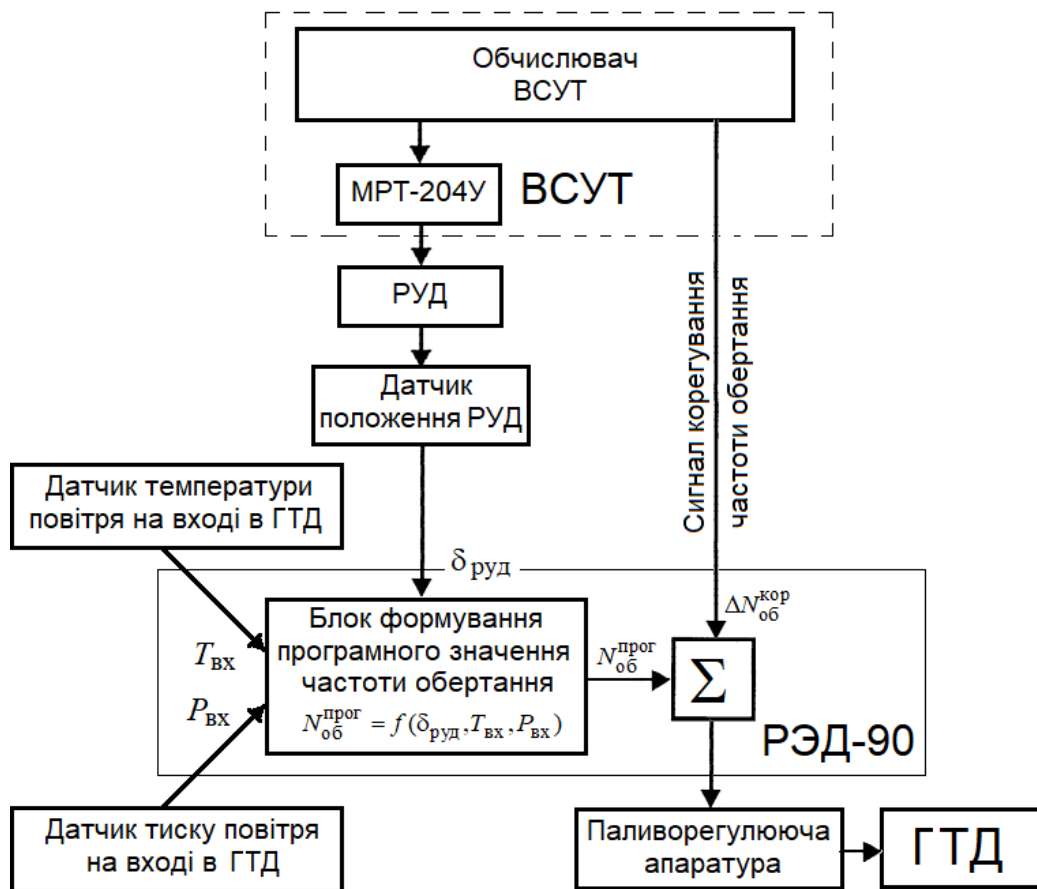


вигляді він також може стабілізувати швидкість польоту.

На рис. 3.7 наведена спрощена структурна схема тягової машини STS6, яка була створена в 1962 році англійською компанією Smith.

На схемі рис.3.7: 1,2,3 – датчики кута тангажа, швидкості польоту та прискорення; 4,5 – обчислювач каналів руля висоти і автомата тяги; 6 – рульовий агрегат; 7 – ИМАТ; 8 – літак.

У цій тяговій машині спостерігається реалізація узгодженого керування швидкістю польоту та кутом тангажу. В даний час найбільш прогресивною системою автоматичного керування тягою двигуна є комп'ютерна система керування тягою типу ВСУТ-85-3. Він працює в поєднанні з комп'ютерною системою управління польотом літака. Система ВСУТ-85 регулює тягу газотурбінного двигуна (вимірюється частотою обертання  $N_{об}$ ) на основі програми налаштування.  $N_{об}^{прог} = f(\delta_{руд}, T_{вх}, P_{вх})$ ,



Ця програма включає в себе такі змінні, як кут руху газових секторів (δруд), температура повітря на вході в ГТД і тиск повітря на вході в ГТД. Попередньо встановлена залежність,  $N_{об}^{прог}$  яка змінюється залежно від типу двигуна, призначена для полегшення оптимального керування тягою безпосередньо екіпажем, коли система VSUT дезактивована.

При спрацьовуванні ВСУТ управління тягою двигуна відбувається шляхом одночасного регулювання важелів всіх двигунів у салоні літака за допомогою електромеханічного приводу ВСУТ. У той же час VSUT посилає сигнал регулювання швидкості на електронний регулятор кожного двигуна, якщо є різниця між поточною швидкістю польоту та бажаною швидкістю. Електронний регулятор двигуна RED-90 - це спеціальний цифровий комп'ютер, розроблений спеціально для зміни обертів двигуна.

Сигнал для регулювання частоти обертання  $\Delta N_{об}^{кор}$  Значення можуть бути в межах певного діапазону, який є заздалегідь визначеним і фіксованим  $A_1 < \Delta N_{об}^{кор} < A_2$  щоб змінити поточну швидкість, зменшіть або збільште її  $V(t)$ . За отриманим сигналом корекції  $\Delta N_{об}^{кор}$  кожен регулятор двигуна РЕД-90 встановлює програмне значення частоти обертання  $N_{об}^{прог} = f(\delta_{руд}, T_{вх}, P_{вх}) + \Delta N_{об}^{кор}$ . Система автоматичного керування двигуном включає в себе електронний регулятор RED-90 для безперервного регулювання потоку палива в камеру згоряння, забезпечуючи підтримку потрібної частоти обертання.

Пілот вручну задає швидкість польоту під час польоту по маршруту за допомогою ручки на лівій панелі. Ця ручка входить в комплект STS6 і підключається до сервоіндикатора швидкості з цифровим лічильником. Індикатор відображає значення повітряної швидкості, коли автоматична тяга відключена. Після включення штовхача лічильник-індикатор показує задану швидкість польоту, а спеціальні сигнальні прапорці на шкалі приладу вказують на відхилення від заданої швидкості. У спрощеному варіанті ця тяга може стабілізувати швидкість польоту.

Аналіз системи ВСУТ-85 показує необхідність її модифікації для досягнення узгодженого керування швидкістю польоту та кутом тангажу, подібно до АТ STS6. Однак у АТ STS6 сигнал кута нахилу компенсує збурення, спричинені змінами кутового положення. Аналіз математичної моделі поздовжнього руху показує, що компенсації потребують не кут тангажу, а кут атаки (зміна лобового опору) і кут нахилу траєкторії. Крім того, під час випуску або втягування шасі та закрилків необхідна компенсація зміни лобового опору, про що свідчить аналіз автоматизованих процесів керування швидкістю на етапах заходження на посадку. А головне необхідно забезпечити автоматичне компенсування зменшення тяги двигуна при всмоктування повітря з другого контуру ДТРД для реалізації енергетичних засобів збільшення підйомної сили крила. Це й є той напрямок, у якому ми будемо вдосконалювати систему ВСУТ-85.

## **РОЗДІЛ 4**

### **ІНТЕГРАЦІЯ САУ ПОЛЬОТОМ ЛІТАКА З САУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ**

Впровадження багатофункціональної, багатогабаритної, повністю електронної системи автоматичного керування та подачі палива забезпечило необхідні показники економічності, ресурсу та надійності двигуна ПС-90А. Ця система виконує всі функції управління двигуном. У САУ-90 використано світовий досвід оптимального керування газовими турбінами та вітчизняні досягнення мікропроцесорної техніки. Це дозволило реалізувати нову концепцію контролю. За цією концепцією забезпечується вискоелективне і точне керує вплив з урахуванням конкретних умов польоту і індивідуальних характеристик двигуна САУ-90. Це мінімізує необхідні резерви термічної міцності та стабільності, які традиційно виділяються на контроль (похибка регулювання). Такий підхід дозволяє максимально реалізувати оптимальні параметри робочого циклу ПС-90А.

На відміну від систем попереднього покоління, які склалися з окремих автономних функціональних підсистем, САУ-90 об'єднує їх у складну електронно-гідромеханічну систему управління. Основним обчислювальним пристроєм системи є електронний регулятор двигуна РЕД-90.

Реалізація вищезазначеного підходу в САУ-90 забезпечує:

1. Впровадження абсолютно нових програм управління та вдосконалення перевірених раніше.

Система управління САУ-90 виконує більше 40 функцій. Нові функції включають:

- Запуск, прискорення та налаштування двигуна на основі зменшеного прискорення  $n_{\text{вд}}/p^*_{\text{вх}} = f(n_{\text{вд пр}})$ , з обмеженнями  $G_T/p^*_{\text{вх}} = f(n_{\text{вд пр}})$ ;
- Контроль положення лопатей ВНА на основі зниженої температури повітря на вході КВД за програмою  $\alpha_{\text{вна}} = f(n_{\text{вдо}})$ ;
- Активне регулювання радіальних зазорів в компресорі і турбіні високого тиску.
- Захист двигуна від перегріву, стрибків напруги та різні інші захисні та аварійні функції.

Наприклад, впровадження уніфікованого підходу до керування переходами, такими як запуск, реакція на дросельну заслінку та скидання, на основі зменшеного прискорення  $n_{\text{вд}}/p^*_{\text{вх}} = f(n_{\text{вд пр}})$  з обмеженням  $G_T/p^*_{\text{вх}} = f(n_{\text{вд пр}})$ , забезпечив оптимальне рішення для мінімізації споживання ресурсів гарячої секції двигуна (враховуючи критерії пошкодження за низький цикл) при дотриманні суворих вимог до швидкості (тяги).

2. Збільшення кількості контрольних дій.

Щоб підвищити паливну ефективність двигуна ПС-90А, САУ-90 містить інноваційні входні дії. Наприклад, активне управління радіальними зазорами в компресорі і турбіні високого тиску досягається повітряним охолодженням корпусів під час злітної, номінальної та крейсерської операцій. Крім того, також включено керування потоком повітря для охолодження лопатей турбіни під час крейсерського режиму (на висоті  $H \geq 7$  км). Примітно, що система охолодження турбіни

використовує повітря, яке спочатку охолоджує диски турбіни високого тиску перед охолодженням лопатей ротора. Отже, коли вибір охолодження лопаток турбіни частково дезактивовано, тиск у компресорі високого тиску (НРС) зростає, як і середня температура дисків турбіни. Це спричиняє теплове розширення дисків, що призводить до зменшення радіальних зазорів і, зрештою, підвищення ефективності турбіни. Поряд зі звичайними керуючими діями механізації компресорів, двигун ПС-90А включає в себе управління перепуском повітря через догінні ступені компресора низького тиску з урахуванням газодинамічної схеми двигуна.

### 3. Підвищена точність статичного та динамічного контролю.

Це досягається за допомогою таких засобів:

- Реалізація більш просунутих законів регулювання, таких як PI-закони, у більшості випадків.

- Оптимальне проектування контурів керування та обмежень, ефективний вибір коефіцієнтів підсилення та постійних часу для компонентів системи та інших відповідних факторів.

- Використання високоточних методів вимірювання параметрів двигуна та САУ.

У САУ-90 похибка регулювання в стаціонарних режимах визначається в першу чергу похибками вимірювання параметрів і точністю роботи насоса-регулятора НР-90.

### 4. Впровадження прямих методів оцінки стану об'єкта.

Для забезпечення необхідного терміну служби гарячої секції двигуна ПС-90А вкрай важливо здійснювати прямий і точний контроль теплового стану турбіни. Маючи це на увазі, САУ-90 містить пірометричний контур для обмеження температури леза, забезпечуючи швидкий і надійний захист від перегріву. Примітно, що ця схема пірометричного обмеження, перша в Росії для цивільних двигунів, використовує дані оптичного пірометра для оцінки теплового стану лопатей. Регулюючи витрату палива через канал  $G_t$  на основі цієї інформації, схема ефективно запобігає перегріву в гарячій частині двигуна.

5. Реалізація описаного підходу в САУ-90 передбачає його інтеграцію з обчислювальною системою контролю тяги.

У сучасних бортових комп'ютеризованих системах управління польотом (БСУП) важливим аспектом є їх взаємодія та інтеграція з силовими установками САУ. Наприклад, літаки Іл-96-300 і Ту-204 демонструють цю тенденцію, інтегруючи САУ-90 з ВСУТ. Ця інтеграція спрямована на мінімізацію циклічного навантаження двигуна та автоматизацію підтримки бажаної швидкості польоту. Використовуючи індикатори режимів польоту, такі як зліт, набір висоти, крейсерський політ і посадка, САУ-90 може обмежувати режим роботи двигуна для забезпечення оптимального польоту при збереженні ресурсу двигуна. Літак Ту-204 також забезпечує взаємодію між САУ-90 і системою автоматичного керування АССУ, що допомагає протидіяти можливим змінам злітної тяги.

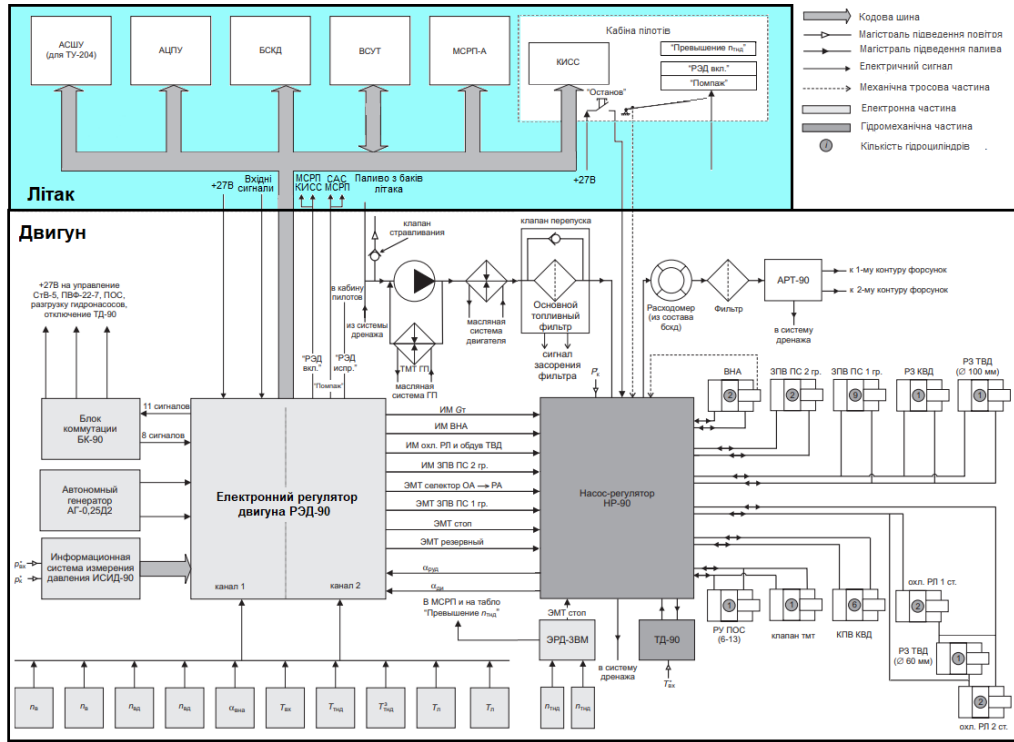
6. Цифрова САУ-90, виконана «з повною відповідальністю»

Вона оснащена системою автоматичного керування двигуном ПС-90А. Ця система являє собою першу вітчизняну електронну самохідну гармату, яка повністю покладається на свої електронні компоненти для функцій керування двигуном. Для забезпечення необхідного рівня надійності та відмовостійкості в електронній СКУД реалізована двоканальна структура, яка дублює інформаційний, обчислювальний і канали управління. У разі збою каналу несправний канал відключається від своїх завдань.

Щоб задовольнити підвищені вимоги до функціональності, ваги, розмірів і потреби в гнучкості та ефективності модифікації системи, в електронному контролері RED-90 використовується мікропроцесорний комплект BIS (на базі серії МРК 588). Успішна реалізація концепції управління PS-90А, включаючи всі вищезгадані компоненти, стала можливою завдяки застосуванню мікропроцесорної технології та комплексному використанню цифрових електронних засобів.

Для забезпечення необхідної безпеки польотів при можливих несправностях електронних елементів САУ існуючий рівень надійності її компонентної бази зумовив включення в САУ-90 розвиненої гідромеханічної (резервної) частини. Це включення призвело до незначного зниження середнього часу напрацювання на

відмову (MTBF) і вартості САУ-90. Враховуючи загальний позитивний ефект, можна впевнено стверджувати, що обрана стратегія розробки САУ двигуна ПС-90А повністю себе виправдала.



На рис. 4.1 наведена структурна схема САУ і ТП двигуна ПС-90А.

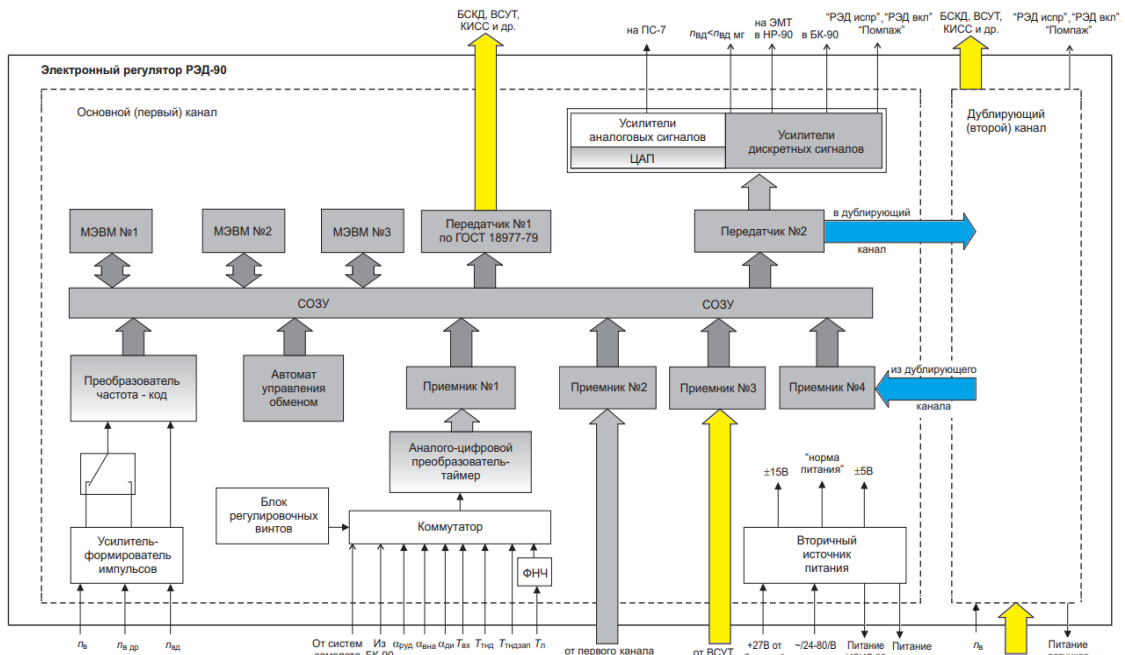


Рис. 4.2

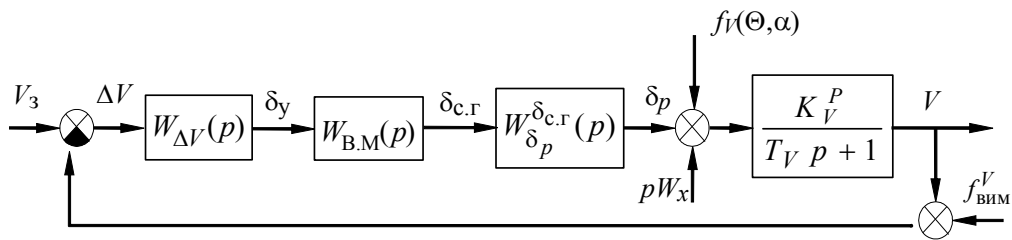


Рис. 5.3

## РОЗДІЛ 5

### СИНТЕЗ АВТОМАТА ТЯГИ

Структурна схема математичної моделі дозволяє створити структурну схему схеми АД, зображену на рис. 5.3. Ця діаграма зводить збурення, пов'язані зі змінами кутів  $\alpha$  і  $\Theta$ , до одного збурення.  $f_V(\alpha, \Theta)$



Передатна функція  $W_{в.м.}(p)$  характеризує перетворення керуючого сигналу виконавчого механізму тягової машини.

Структурний аналіз контуру керування показує, що сервопривод з пропорційним керуванням має жорсткий зворотний зв'язок в АТ ( $W_{в.м.}(p)=1$ ,  $W_{\Delta V}(p)=K_V$ ). Відсутність астатичної (безпомилкової) роботи заданого значення швидкості  $V_3$  не гарантується. Це пояснюється тим, що нове значення  $V$  має узгоджуватися з оновленою позицією газового сектору. У встановленому режимі надходить сигнал зворотного зв'язку від виконавчого механізму АТ. Цей сигнал необхідно компенсувати сигналом помилки керування на вході сервоприводу  $\Delta V = V_3 - V$ .

Застосування законів керування в схемі керування залежить від її властивості, яка може

$$\delta_{с.г} = \left( K_V + \frac{K_V}{p} \right) (V_3 - V)$$

бути визначена введенням інтеграла або застосуванням АТ з гнучким зворотним зв'язком.

$$p\delta_{с.г} = (K_V p + K_V)(V_3 - V)$$

Передатна функція  $W_{\Delta V}(p)$  набуває певного вигляду в ланцюзі з жорстким зворотним зв'язком.

$$W_{\Delta V}(p) = \frac{K_{\bar{V}}}{p} \left( \frac{K_V}{K_{\bar{V}}} p + 1 \right).$$

Передатна функція відкритого контуру керування:

Передатна функція описує розімкнуту ланцюг АТ без перерв.

$$W_V(p) = K_V^P K_{\bar{V}} \frac{T_{\bar{V}} p + 1}{(T_V p + 1)p} \quad (5.12)$$

Де  $K_V^P = a_x^{\delta p} / a_x^V$ ;  $T_V = 1 / a_x^V$

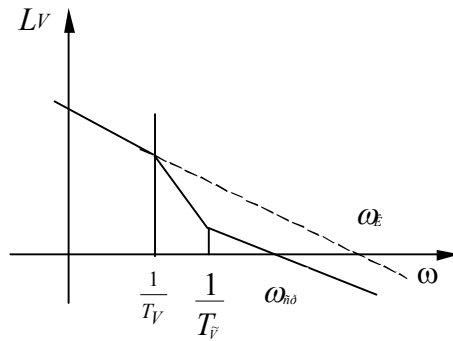


Рис.5.4.

$$W_V(p) = W_{\Delta V}(p) W_{\text{в.м}}(p) W_{\delta_p}^{\delta_{\text{с.г}}}(p) W_V^p(p) = \frac{K_{\tilde{V}} K_V^P K_{\Delta} \left( \frac{K_V}{K_{\tilde{V}}} p + 1 \right)}{(T_{\Delta} p + 1)(T_V p + 1)p}$$

Передатна функція (5.12) відповідає ЛАЧХ, зображеному на рис.5.4, і кореляція очевидна.  $20 \lg \omega_{\text{к}} T_V = 40 \lg(T_V / T_{\tilde{V}}) + 20 \lg \omega_{\text{нд}} T_{\tilde{V}}$ , що перетвориться до виду

$$\omega_{\text{нд}} = (T_{\tilde{V}} / T_V) \omega_{\text{к}} \quad (5.13)$$

де  $\omega_{\text{к}} = K_V^P K_{\tilde{V}}$ .

Розглянемо характеристичне рівняння замкнутого контуру АТ, яких можна одержати, просумировав чисельник і знаменник передаточної функції (4.12), Співвідношення (5.13) залишається справедливим навіть при підстановці значення  $T_V < T_{\tilde{V}}$  і в це співвідношення отримуємо  $\omega_{\text{нд}} = K_V a_x^{\text{ф}}$ . Таким чином, збільшуючи  $K_V$ , можна зменшити час перехідного процесу. Однак дуже велике значення  $K_V$  може призвести до збою полум'я в двигуні та його зупинки. Розрахувати час переходу можна з огляду на таке: Частота зрізу, яка визначає час перехідного процесу  $t_{\text{п}}$ , дорівнює  $0,25 \frac{1}{T_a}$ , що не було враховано при побудові ЛАЧХ. Провівши простіші обчислення, підсумовуючи чисельник і знаменник передавальної функції (5.12), отримуємо характеристичне рівняння замкнутого контуру АТ  $t_{\text{п}} = 70 \text{ с}$ .

$$T_V p^2 + \left( 1 + K_{\tilde{V}} T_{\tilde{V}} K_V^P \right) p + K_V^P K_{\tilde{V}} = 0 \quad (5.14)$$

Ділення рівняння (4.14) на вільний член дає нам рівняння

$$\frac{T_V}{K_V^P K_{\bar{V}}} p^2 + \left( \frac{1}{K_V^P K_{\bar{V}}} + T_{\bar{V}} \right) p + 1 = 0 \quad (5.15).$$

У певних режимах коефіцієнт  $a_x^V < 0$  присутній, і він  $p^2$  може бути більше нуля незалежно від його знаку  $a_x^V$ . Отже, для забезпечення стійкості замкнутого контуру АТ нерівність  $1/(K_V^P K_{\bar{V}}) + T_{\bar{V}} > 0$  повинна виконуватися на всіх режимах польоту. Цю нерівність можна спростити до відношення, підставивши відповідні значення, в результаті чого отримаємо рівняння

$$a_x^V + a_x^{\delta p} K_V > 0 \quad (5.16).$$

З рівняння (4.16) можна зробити висновок, що збільшення передавального числа  $K_V$  також необхідне для забезпечення стабільності ланцюга ВР. Значення для чисел передачі  $K_V, K_{\bar{V}}$  можна вибирати так, щоб полюс функції передачі (4.12) компенсувався нулем, який виражається співвідношенням у рівнянні

$$T_{\bar{V}} = T_V \quad (5.17).$$

Коли відбувається компенсація полюсів, функція передачі розімкненого ланцюга АТ спрощується, як показано в рівнянні

$$W_V(p) = \frac{K_V^P K_{\bar{V}}}{p} \quad (5.18).$$

Передаточна функція замкнутого контуру АД при виконанні рівняння (4.17) задається рівнянням

$$\Phi_V^{V_3}(p) = \frac{1}{Tp + 1} \quad (5.19),$$

де  $T = \frac{1}{K_V^P K_{\bar{V}}}$

Припускаючи однакову тривалість перехідного процесу  $t_{\text{пт}} = 70$  с, формула

$$K_{\tilde{V}} = \frac{3}{t_p K_V^p} = \frac{3a_x^V}{t_p a_x^{\delta_p}} \quad (5.20)$$

використовується для розрахунку передавального числа шляхом інтегрування. З рівняння (5.20) ми можемо вивести рівняння

$$K_V = T_{\tilde{V}} K_{\tilde{V}} = \frac{3}{t_p a_x^{\delta_p}} \quad (5.21).$$

Вплив горизонтального вітру на стабілізацію швидкості повітряного судна можна оцінити за допомогою функції передачі, заданої рівнянням

$$\Phi_V^{W_{xg}}(p) = \frac{-p}{[1 + W_V(p)](p + a_x^V)} = -\frac{p^2}{(p + K_V^p K_{\tilde{V}})(p + a_x^V)} \quad (5.22).$$

Замкнене коло АТ із законом керування, яке описується демонструє астатизм другого порядку по відношенню до горизонтальної складової вітру.

$$\delta_p = K_V (V_c - V) + \frac{K_{\tilde{V}}}{p} (V_c - V)$$

Після моделювання відповідного контуру управління можна розглянути можливість додавання похідної від основного керуючого сигналу у закон управління, якщо це вважається доцільним.

## РОЗДІЛ 6

### СИНТЕЗ КООРДИНОВАНОГО УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ ТА КУТОМ ТАНГАЖА.

Зміна швидкості польоту впливає як на підйомну силу, так і на аеродинамічний тангажний момент. Однак цей вплив відносно слабкий, тому ми можемо розумно ігнорувати його при аналізі управління поздовжнім рухом. Ми розглядаємо цей вплив як незначне порушення, яке впливає на контур керування поздовжнім кутовим рухом.

Компонент сили ваги, спроектований на дотичну до траєкторії, має значний вплив на швидкість польоту та використовується як керуючий фактор у схемі керування швидкістю.

У ситуаціях із великими кутами атаки зміна лобового опору помітно впливає на контур керування.

При вивченні узгодженого управління швидкістю польоту і кутом тангажу доцільно враховувати ці залежності.

На рис.6.8 показані перехідні процеси, пов'язані саме зі змінами кута тангажу.

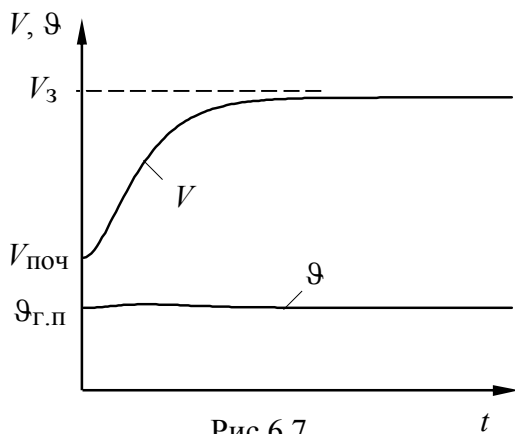


Рис.6.7



Рис.6.8

Аналіз перехідних процесів у ланцюгах керування демонструє можливість перехресного зв'язку між каналом керування висотою та каналом АТ (автоматичного газу) щодо кута тангажу. Це дозволяє швидко реагувати на зміни швидкості польоту, спричинені маневрами тангажу, без необхідності встановлення перехресного зв'язку швидкості від АТ до каналу керма тангажу. Не враховуючи динаміку двигуна літака ( $\delta p = \delta s.g$ ) і враховуючи загальні лінійні закони керування тягою двигуна та керування висотою, розглянемо такі закони керування:

$$\begin{aligned} \delta p &= -W_p^{\Delta V}(p)\Delta V + W_p^{\Delta \vartheta}(p)\Delta \vartheta + W_p^{\Delta V}(p)\Delta V_3; \\ \delta_B &= W_B^{\Delta \vartheta}(p)\Delta \vartheta - W_B^{\Delta V}(p)\Delta V - W_B^{\Delta \vartheta}(p)\Delta \vartheta_3. \end{aligned} \quad (6.19)$$

Тут  $W_p^{\Delta V}(p), W_p^{\Delta \vartheta}(p), W_B^{\Delta V}(p), W_B^{\Delta \vartheta}(p)$  - послідовні коректуючі пристрої в колах сигналів  $(V - V_3)$  та  $(\vartheta - \vartheta_3)$ ;

$\Delta\vartheta_3, \Delta V_3$  - сигнали заданих значень кута тангажа та швидкості, що надходять в АТ та в автопілот.

Мета полягає в тому, щоб визначити умови, коли сигнал  $V_3$  впливає виключно на збільшення швидкості, тоді як сигнал  $\vartheta_3$  впливає виключно на збільшення кута тангажу. Цю проблему можна вирішити прямо з формальної точки зору. Процедура полягає в підстановці виразу (6.19) в рівняння поздовжнього руху літака, які складаються з рівнянь короткоперіодичного руху та рівняння сил на осі  $OX_k$  системи координат траєкторії. Спочатку виключимо з рівнянь кут атаки  $\Theta$ , враховуючи  $\alpha = \vartheta - \Theta$  і  $\dot{\vartheta} = \omega_z$ . Отже, виходить наступне:

$$\begin{aligned} & \left[ p + a_x^V + a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta V}(p) \right] V(p) + \left[ a_x^\alpha - a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta \vartheta}(p) \right] \vartheta(p) + \\ & \quad + (a_x^\Theta - a_x^\alpha) \Theta(p) = a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta V}(p) V_3(p); \\ & a_y^\alpha \vartheta(p) + (p - a_y^\alpha) \Theta(p) = 0; \\ & \left[ p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p + a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \right] \vartheta(p) - a_{m_z}^\alpha \Theta(p) = -a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \vartheta_3(p). \end{aligned}$$

Згідно з правилом Крамера, значення  $V$  і  $\vartheta$  безпосередньо пов'язані з детермінантами, отриманими з основного детермінанта системи. Ці визначники отримують шляхом заміни першого та другого стовпців головного визначника на стовпець, що містить праві частини рівнянь.

Отже, щоб  $V$  залишався незалежним від  $\vartheta_3$ , необхідно і достатньо, щоб визначник дорівнював нулю. Звідси виходить, що:

$$\begin{aligned} & \left[ \begin{array}{cc} 0 & \left[ a_x^\alpha - a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta \vartheta}(p) \right] \\ 0 & a_y^\alpha \end{array} \right] \begin{pmatrix} (a_x^\Theta - a_x^\alpha) \\ (p - a_y^\alpha) \end{pmatrix} = \\ & \left[ \begin{array}{cc} \left[ -a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \right] & \left[ p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p + a_{m_z}^\alpha + a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \right] \end{array} \right] \begin{pmatrix} -a_{m_z}^\alpha \end{pmatrix} \\ & = -a_{m_z}^{\delta_B} W_B^{\Delta \vartheta}(p) \left\{ \left[ a_x^\alpha - a_x^{\delta_p} W_p^{\Delta \vartheta}(p) \right] (p - a_y^\alpha) - a_y^\alpha (a_x^\Theta - a_x^\alpha) \right\}. \end{aligned}$$

Звідси виходить, що

$$W_p^{\Delta\vartheta}(p) = -\frac{a_y^\alpha \left( a_x^\Theta - a_x^\alpha \right) - a_x^\alpha}{a_x^{\delta p} (p - a_y^\alpha)} .$$

Умови для підтримки незалежності кута тангажу від керуючого входу  $V_3$  можуть бути отримані аналогічним чином. Однак для досягнення цього потрібно включити модель кутового поздовжнього руху, яка враховує вплив швидкості на аеродинамічні сили та моменти. Варто зазначити, що цей вплив є відносно незначним, тому включення перехресного зв'язку швидкості від повітряної швидкості (АТ) до автопілота по тангажу є необов'язковим.

Основні труднощі при реалізації таких зв'язків виникають через неточні знання коефіцієнтів математичної моделі літака та їх залежності від режиму польоту. Отже, існуючі системи автоматичного керування (САУ) звертаються до керуючих входів лише в динамічному режимі шляхом введення ізодромної ланки в контур перехресного зв'язку під кутом нахилу.

Узагальнений закон керування для АТ, який реалізує перехресний зв'язок через кут нахилу, можна виразити так:

$$\delta_{с.г} = (K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V) + K_\vartheta \frac{p}{T_\vartheta p + 1} \vartheta .$$

Сигнал кутової швидкості тангажу можна використовувати замість сигналу кута тангажу при використанні АТ із гнучким зворотним зв'язком.  $\omega_z$

$$p\delta_{с.г} = (K_{\dot{V}} p + K_V)(V_3 - V) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z .$$

На рис.6.8 пунктиром зображено процес переходу швидкості польоту при зміні кута тангажу. Це відбувається за наявності перехресних перешкод від кута тангажу в ланцюзі керування, зокрема скоординованого керування. Аналізуючи різні методи автоматичного керування швидкістю польоту, стає очевидним, що

найбільш перспективним є метод узгодженого керування швидкістю польоту та кутом тангажу. Це пов'язано з тим, що зміни кутового положення служать збуренням для системи тяги. Таким чином, запропоновано алгоритм узгодженого керування швидкістю польоту та кутом тангажу.

## РОЗДІЛ 7

### **УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ ТА МЕХАНІЗАЦІЄЮ КРИЛА В ЗОНІ ВИРІВНЮВАННЯ. АЛГОРИТМ РОБОТИ АВТОМАТА ТЯГИ НА ЕТАПІ ВИРІВНЮВАННЯ**

Стандарти ІКАО класифікують повітряні судна на 5 категорій, які залежать від швидкості як на початковому, так і на кінцевому етапах заходу на посадку. У таблиці 1 наведено приклади типів літаків разом із відповідними швидкостями заходження на посадку. Ці швидкості включають  $V_{вих}$ , швидкість на початковому



етапі заходження на посадку, ЗПС, швидкість при перетині порогу ЗПС при максимальній посадковій масі, і  $V_{\text{дот}}$ , кінцеву швидкість заходу на посадку.

**B** (169—223 км/год) — Як-40, Ан-158, Ан-72

**C** (224—260 км/ год) — Ан-32, Ил-76.

**D** (261—306 км/ год) — Ил-62, Ил-86, Ил-96, Ту-154, Ту-204, Ан-124.

Категорія BC	$V_{\text{вих}}$	$V_{\text{ЗПС}}$	$V_{\text{дот}}$	Типи літаків
<b>B</b>	220...280	169...223	155...240	Як-40, Ан-158, Ан-72
<b>C</b>	295...445	224...260	215...295	Ан-32, Ил-76
<b>D</b>	345...465	261...306	240...345	Ил-96, Ту-154, Ту-204, Ан-124

Літак починає ділянку вирівнювання після обльоту торця злітно-посадкової смуги на висоті 8-10 метрів. Під час цієї фази двигуни встановлюються в режим «низький газ», і літак поступово піднімає носову частину, регулюючи кут нахилу, щоб привести його в положення для руління. Цей рух вгору збільшує кут атаки, що призводить до невеликого збільшення підйомної сили та зменшення вертикальної швидкості.

Через деякий час задні стійки шасі стикаються зі злітно-посадковою смугою. Потім пілот опускає передню стійку, зменшуючи крок. У момент контакту спрацьовують спойлери, також відомі як пневматичні гальма.

Одночасно пілот продовжує зменшувати нахил, опускає передню стійку на злітно-посадкову смугу та включає зворотну тягу, що додає додаткове гальмівне зусилля двигунам. Гальмування коліс зазвичай використовується в другій половині злітно-посадкової смуги. Система зворотної тяги складається з екранів, розташованих на шляху струменя, які відводять частину газів під кутом 45 градусів до руху літака, ефективно протидіючи його напрямку.

Цей алгоритм роботи виконується при посадці на коротку злітно-посадкову смугу з використанням системи ВСУТ. У зоні нівелювання система ВСУП-85 при переході в режим «Посадка» на висоті  $H=10\text{м}$  (інформація з радіовисотоміра) подає на ВСУТ-

85 сигнал «випуск газу». У ВСУТ-85 активована функція скидання дросельної заслінки, яка через виконавчий механізм переводить кермо в положення «Низький дросель». Закон керування тягою двигуна налаштований на підтримку посадкової швидкості, заданої на ПДУ ВСУП-85. Це досягається шляхом забезпечення поступового збільшення ( $\Delta R$ ) поточної сумарної тяги двигунів, яка розраховується за формулою:

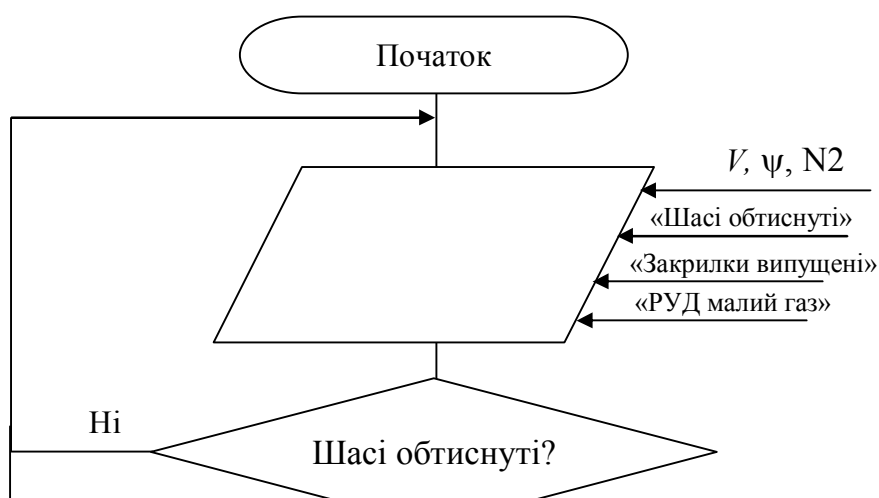
$$\Delta R = \left( K_V + K_{\dot{V}} \frac{T_V p}{T_V p + 1} \right) \Delta V + K_{n_x} n_x$$

Відхилення швидкості приладу, позначене як  $\Delta V$ , визначається шляхом його порівняння з розрахованою контактною швидкістю  $V_{\text{лот}}$  з використанням інформації  $V_{\text{ЗПС}}$ . У цьому процесі розрахунку швидкості використовуються коефіцієнт пропускання  $K_V$  і постійна часу  $T_V$ .

Обчислювальна система контролю тяги ВСУТ розраховує збільшення тяги, яке потім передається в електронно-цифрову систему управління силовою установкою (ЕСУД). Ця система відповідає за підтримку оптимальної роботи двигуна.

Під час приземлення сигнал «Дозвіл на реверс тяги» генерується на основі стандартної перевірки логіки, яка перевіряє різні параметри, такі як положення літака відносно посадкової смуги, швидкість, висота, положення закрилків, шасі, важіль керування двигуном і ротор двигуна. швидкість.

Алгоритм, що зображує процес генерації сигналу «Дозвіл на реверс тяги», можна переглянути на рис. 7.6.





Четверта секція включає систему реверсу тяги та продуману гальмівну систему, яка поєднує гальма коліс і тягу двигуна. Як правило, процес гальмування починається, коли швидкість заднього ходу досягає приблизно 180–160 км/год, і продовжується, поки не досягне приблизно 90–60 км/год, після чого реверсивна тяга вимикається. Цей підхід до гальмування поєднує в собі як задню тягу, так і колісні гальма, які працюють разом, щоб уповільнити автомобіль.

$$-\frac{G_c}{g} \frac{dV}{dt} = c_x S \rho \frac{V_a^2}{2} - (R_{\Sigma}^+ - R_{\Sigma}^-) - \left[ (f_{\text{тр-коч}} + f_{\text{гал}}) \left( G_c - c_y S \rho \frac{V_a^2}{2} \right) \right]$$

де  $R_{\Sigma}$  - сумарна реверсна тяга двигунів.

Під час посадки на вологу або засніжену злітно-посадкову смугу існує ймовірність бокового ковзання, яке зазвичай називають ковзанням, що може призвести до бокового перевантаження. Щоб протистояти цьому, простий метод полягає в зменшенні гальмівної сили на колесах до тих пір, поки бічне перевантаження не досягне нуля.

У зоні приземлення STCS (централізована система контролю тяги) оцінює різні умови, такі як положення літака відносно злітно-посадкової смуги, швидкість і висота польоту, положення закрилків і шасі, налаштування дросельної заслінки та швидкість ротора двигуна. На основі цих умов STCS генерує сигнал «Дозвіл на реверс тяги», використовуючи свою стандартну логіку.

На етапі злітно-посадкової смуги літака використовується складна гальмівна система, що включає алгоритми зворотної тяги та гальма коліс. Ці алгоритми враховують роботу системи протиковзання. Систему протиковзання можна представити в наступному вигляді:

$$f_{\text{торм}} = \kappa_{\text{торм}} P_{\text{торм}};$$

$$P_{\text{торм}} = \frac{K_{\text{КТ}}}{T_{\text{КТ}} p + 1} (\delta_{\text{торм}} - K_{nz} n_z),$$

при  $V \leq 50 \dots 90$  км/год, де -  $K_{nz}$  коефіцієнт передачі, що призводить бічну перевантаження до зусиллю растормаживания;  $\delta_{\text{торм}}$  - переміщення органу

управління гальмуванням;  $K_{кт}$  - передавальний коефіцієнт в каналі гальмування і колісними гальмами;  $T_{кт}$  - постійна часу в каналі гальмування колісними гальмами;  $P_{торм}$  - сила гальмування.

Використання енергетичних методів дозволяє у широких межах змінювати аеродинамічні характеристики літаків. Однак ці методи для створення струменів потребують значної кількості газу. Цей газ відбирається від основних двигунів, що супроводжується втратами тяги. Відбір повітря від компресора двигуна погіршує його тягові характеристики, тому від компресора ТРД може бути відібрано не більше ніж 12%, а від ТВД до 7% загальної витрати повітря через двигун

Зі збільшенням відбору повітря  $G$  відб за компресором ВД зменшується маса газу, що проходить через турбіну, що веде до порушення балансу потужності ( $N_{тВД} < N_{кВД}$ ) та зниження частоти обертання ротора. З умови  $n_{ВД} = \text{const}$  змінюється витрата палива. В результаті баланс потужності відновлюється, але за більш високої температури газу перед турбіною. На пропускну здатність мережі за компресором, яка характеризується величиною наведеної швидкості  $\lambda$  до , а отже і на положення лінії спільної роботи, два фактори мають протилежний вплив: по-перше, збільшується пропускну здатність мережі літакового відбору (на яку також працює компресор), що враховується зниженням коефіцієнта  $v_{к-с.а}$  у формулі (7.3)

$$q(\lambda_k) = \frac{\sigma_{к.с}}{\sqrt{T_{Г}^* / T_{К}^*}} \frac{m_z \mu_{с.а} q(\lambda_{с.а}) F_{с.а}}{m_v F_{к} v_{к-с.а}} \quad (7.3)$$

По-друге, зменшується пропускну здатність камери згоряння та турбіни через збільшення ступеня підігріву  $T_{Г}^* / T_{К}^*$  до . Перший фактор (першопричина) має переважний вплив. Тому коефіцієнт швидкості  $\lambda_k$  збільшується (7.3), робоча точка (7.4), отже і лінія спільної роботи, зміщуються вниз. Той самий висновок можна зробити, аналізуючи рівняння (7.7): зниження  $v_{г}$  веде до збільшення  $q(\lambda_{вВД})$  при

$\pi * \kappa_{ВД} = \text{const}$  або до зниження  $\pi * \kappa_{ВД}$  при  $q (\lambda \text{ вВД}) = \text{const}$ . При аналізі спільної роботи вузлів турбовентилятора доцільно виходити з того, що потужність  $N \kappa_{ВД}$ , потрібна для приводу компресора ВД, зі збільшенням відбору знижується (оскільки зменшується  $\pi * \kappa_{ВД}$ ). Також знижується потужність турбіни ВД і, відповідно, турбіни НД. Тому зі збільшенням маси повітря, що відбирається, порушується баланс потужності вузлів турбовентилятора, що приводить до зменшення частоти обертання  $n \text{ НД}$ , збільшення ковзання ( $n \text{ ВД} / n \text{ НД}$ ) і зміщення лінії спільної роботи на характеристиці вентилятора вниз.

Підкреслимо, що зі збільшенням повітря, що відбирається, тяга двигуна значно зменшується навіть при  $n \text{ ВД} = \text{const}$ , коли температура  $T * g$  збільшується. Це пояснюється насамперед тим, що значно падає питома тяга внутрішнього контуру, оскільки зменшується витрата газу через сопло цього контуру (знижується коефіцієнт  $v$  з  $I$ ). Знижується також питома тяга зовнішнього контуру, оскільки зменшуються тиск і температура робочого тіла на вході зовнішнього сопла. Нарешті зменшується сумарна витрата повітря через двигун.

На величину витрати палива протилежний вплив мають два фактори: знижується маса повітря, до якого підводиться тепло в камері згоряння, але збільшується температура газу перед турбіною.

Другий фактор має переважний вплив, внаслідок чого витрата палива зі збільшенням відбору повітря зростає. Питома витрата палива підвищується головним чином у зв'язку з тим, що частина енергії витрачається на стиск відбираючого повітря, який не створює тяги.

Повітря, що відбирається, не створює тяги. Тому збільшення відбору  $G_{\text{відб}} \text{ НД}$  веде до істотного зниження тяги двигуна і відповідного збільшення питомої витрати палива. Це єдина, але дуже важлива відмінність впливу відбору  $G_{\text{відб}} \text{ НД}$  на параметри двигуна в порівнянні з впливом площі сопла  $F$  с. кр II.

Коефіцієнти впливу відбору повітря ВД і НД на тягу та питома витрата палива ТРДД ( $T^* \gamma_0 = 1600 \text{ K}$ ,  $\pi^* \text{ до } \Sigma_0 = 36$ ,  $m_0 = 4,5$ ,  $H = 0$ ,  $M_{п} = 0$ ) при  $n_{ВД} = \text{const}$  наведено у табл. 7.3 ( $v_{\text{відб}} = 1 - G_{\text{відб}}$ ). У ній дано також коефіцієнти впливу відбору потужності від газогенератора та турбокомпресора НД.

Таблиця 7.3

$\delta P, \delta C_{\text{уд}}$	$v_{\text{отб ВД}}$	$v_{\text{отб НД}}$	$\eta_{\text{отб ВД}}$	$\eta_{\text{отб НД}}$
$\delta P / \delta v_{\text{отб}} (\eta_{\text{отб}})$	0,7	0,8	-1,8	0,5
$\delta C_{\text{уд}} / \delta v_{\text{отб}} (\eta_{\text{отб}})$	-1,1	-0,5	-0,8	-0,4

Для компенсації впливу відбору повітря на тягу двигуна в роботі пропонується додаткове дроселювання з використанням складової закону управління  $F_{\delta_{\text{отб}}} \delta v_{\text{отб}}$  аналогічною складовим, що компенсують збільшення лобового опору при випуску закритків і шасі. Тоді закон керування отримає наступний вигляд

$$\delta_{\text{сг}} = \left( K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \right) (V_3 - V) + \frac{(K_{\alpha} \alpha + K_{\theta} \theta) (T_{\text{д}} p + 1)}{T_{\text{ф}} p + 1} + F_{\delta_{\text{закр}}} \delta_{\text{закр}} + F_{\delta_{\text{шасі}}} \delta_{\text{шасі}} + F_{\delta_{\text{отб}}} \delta v_{\text{отб}}.$$

Відбір повітря здійснюється з другого контуру високого тиску компресора. За четвертим робочим кільцем турбіни компресора є кільцева щілина, якою відбирається повітря для літакових потреб, і навіть здування прикордонного шару через щілини в обшивці з верхньої поверхні крила (рис. 7.2). Повітря через отвори в корпусі потрапляє в ресивер, на якому є 8 пластинчастих клапанів для перепуску повітря та два патрубки для відбору повітря в літакові системи.

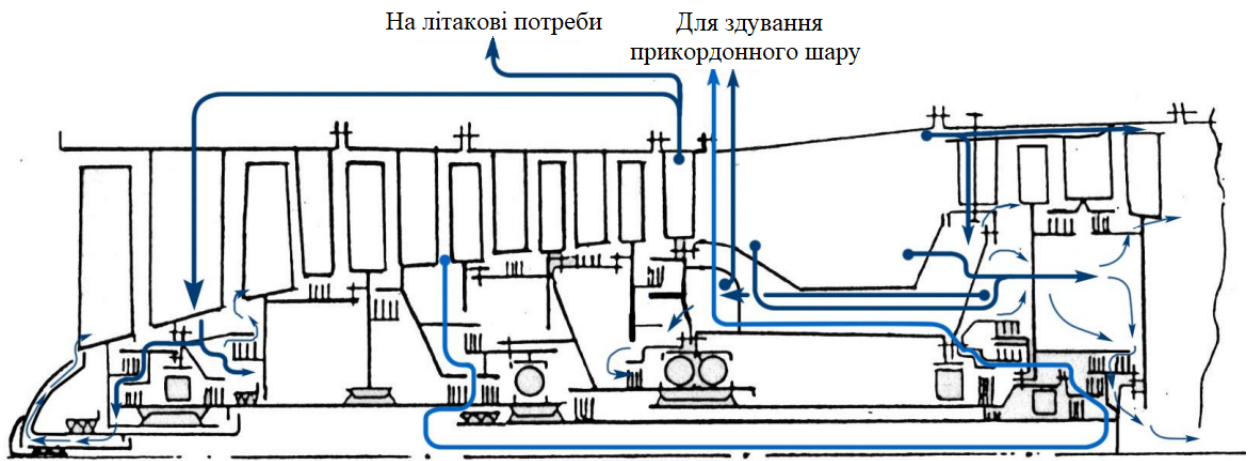


Рис. 7.2

При відкритті пластинчастих клапанів повітря через щілини (або перфорацію) у обшивці верхньої поверхні крила видується в атмосферу. При цьому зменшується подача повітря в камеру згоряння двигуна і тяга двигуна знижується. Процес зменшення тяги двигуна протікає за законами зміни тяги конкретного ТРД, модель якого у першому наближенні описується аперіодичною ланкою (похибка становить 20...22%):

$$W_{\delta_p}^{\delta_{с.г}}(p) = \frac{K_d}{T_d p + 1},$$

Ось чому складова  $F_{\delta_{отб}} \delta_{V_{отб}}$  повинна враховувати інерційність зниження тяги після відкриття клапанів. І якщо величина  $\delta_{V_{отб}}$  визначається втратою тяги, яка залежить від швидкості та висоти польоту  $\delta_{V_{отб}} = f(H, V)$ , то  $F_{\delta_{отб}}$  формується як аперіодична ланка зі сталою часу, що дорівнює сталій часу конкретного ТРД.



## РОЗДІЛ 8

### РОЗРОБКА СИСТЕМИ ЕКСТРЕНОВОГО ДРОСЕЛЮВАННЯ

#### 8.1 Вибір і обґрунтування типу каналу системи екстреного дроселювання

Для забезпечення високої швидкості необхідно розробити структуру регулятора. У цьому дипломному проєкті пропонується використовувати регулятор, який має структуру, схожу на оптимальну швидкість і впливає на величину витрати палива.

Рис. 8.1 ілюструє запропоновану структуру регулятора. Виконавчий пристрій являє собою блок, що складається з двох послідовних електромагнітних клапанів, з'єднаних послідовно з дросельними пакетами.

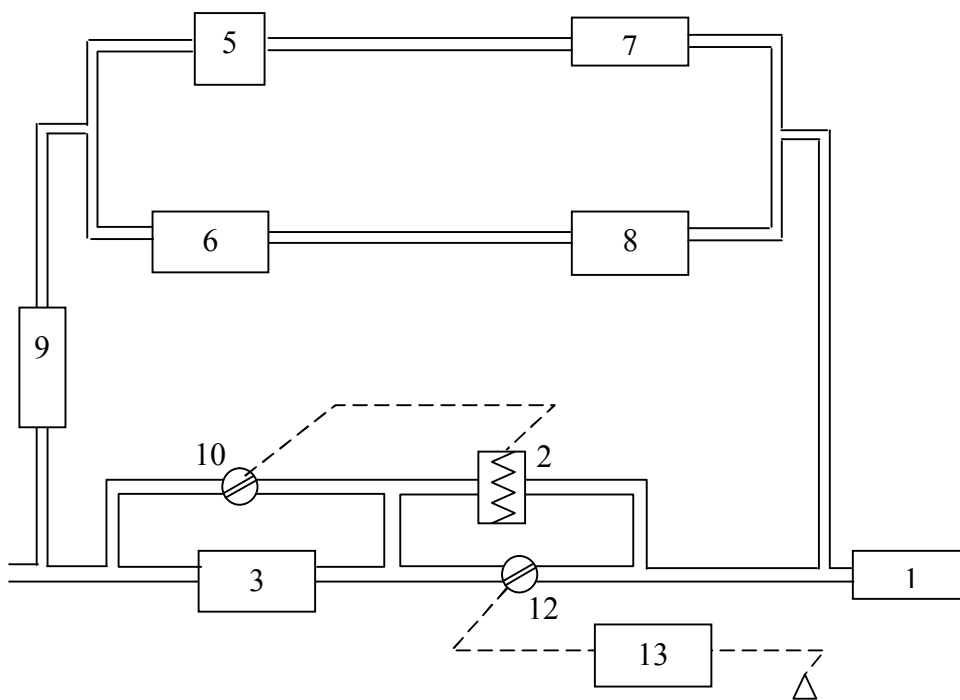


Рис. 8.1.

Цей регулятор підключається до лінії низького тиску через вхідний трубопровід. При подачі електричного струму на одну з обмоток електромагнітного клапана частина палива  $\Delta G_T$ , обмежена перепадом тиску і розміром дросельного пакета, повертається в лінію низького тиску. Це зменшує витрату палива  $\Delta G_T$ .

Керуючи обмотками електромагнітних клапанів по черзі імпульсними електричними сигналами, тиск на робочих форсунках буде відповідно збільшуватися або зменшуватися  $\Delta P_T$ . Зміна тиску пропорційна тривалості імпульсів, оскільки тривалість керуючих імпульсів набагато коротша, ніж постійний час двигуна. Таким чином, тяга двигуна буде змінюватися в залежності від тривалості імпульсів.

Описані методи імпульсного регулювання дозволяють точно стабілізувати бажану витрату палива в заданих межах за допомогою простих імпульсних команд. Величина впливу залежить від кількості та тривалості імпульсів протягом заданого інтервалу часу.

Пропонований регулятор відрізняється від існуючих тим, що містить блок, який складається з двох електромагнітних клапанів (5 і 6). Ці клапани управляються імпульсними сигналами і з'єднані послідовно з дросельними пакетами (7 і 8) окремо. Входи електромагнітних клапанів з'єднані між собою після дросельних пакетів (7 і 8) і з'єднані з паливопроводом робочих форсунок (1). Виходи електромагнітних клапанів також з'єднані разом і підключені до лінії низького тиску на вході в насос-регулятор. Для запобігання можливому надходженню палива з паливопроводу до електромагнітних клапанів через паливні кесони встановлено запірний кран (9). Коли один електромагнітний клапан знеструмлений, а другий активований, паливо безперервно надходить у лінію низького тиску, дозволяючи двигуну нормально працювати, як показано на рис. 8.2  $P_T$ .

В результаті зменшується витрата палива  $\Delta G_T$  через робочі форсунки, оскільки знижується тиск в контурі форсунок  $\Delta G_T$ . На рис. 8.2 показано цей ефект.  $P_{T_2}$

При цьому тяга двигуна зменшується відповідно до нової норми витрати палива.  $\Delta R$ .

Переривання живлення обмотки електромагнітного клапана 5 в ланцюзі робочих форсунок 1 викликає підвищення тиску палива до певного рівня  $P_{T_1}$ , в результаті чого змінюється витрата палива через робочі форсунки  $\Delta G_T$ .

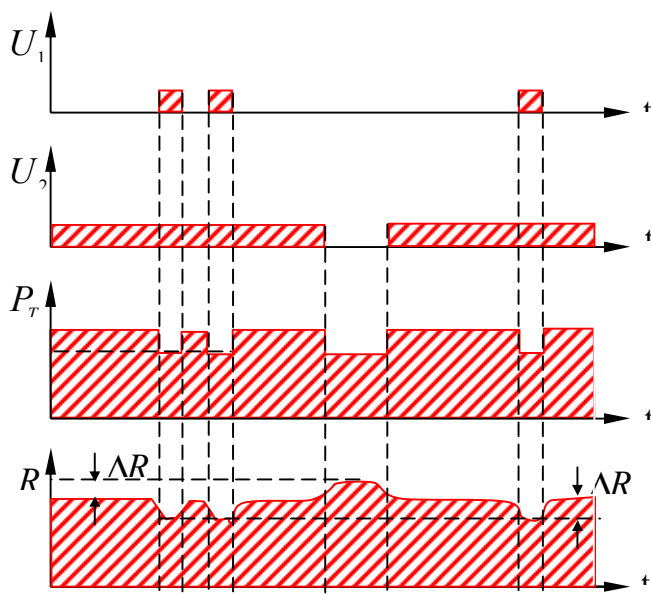
Відповідно, збільшується тяга двигуна  $\Delta R$ .

Середня масова витрата палива через робочі форсунки залежить від тривалості імпульсів керування за умови однакової кількості імпульсів в одиницю часу.

Для підвищення продуктивності двигуна запропоновано регулятор обертів турбогвинтового двигуна з імпульсним регулюванням рівноважної швидкості.

Регулятор містить кілька ключових компонентів: золотник, шайби, кулачок і пружини.

Рівноважні оберти визначаються регулювальним гвинтом 6, обертанням якого змінюється натяг пружини регулятора обертів. Рівноважні оберти можна встановити вручну за допомогою регулювального гвинта або за допомогою електромеханізму типу МРВ-23.



Елементи, що забезпечують безпосереднє регулювання рівноважних обертів в електромеханізмі, складаються з рухомої штанги, що утримується пружинами на платформах з упорами. Штоки поршнів стикаються з рухомою штангою, і при подачі гідравлічної рідини в один з циліндрів поршень буде тиснути на штангу, долаючи опір пружини. Це змушує стрижень обертатися навколо свого протилежного кінця, коли він рухається до упору.

Регулювальні обмежувачі визначають максимальну відстань, яку може подолати рухома штанга. Одночасно на певну відстань переміститься

регулювальний гвинт  $\delta'$  ослаблення пружини, що в свою чергу зменшує число рівноважних обертів.  $\Delta n'$ .

Якщо зараз на другий циліндр подати керуючий сигнал з часом дії  $\tau''$ , то регулювальний гвинт буде рухатися аналогічно  $\delta''$  і рівноважні обороти зменшаться на певну величину  $\Delta n''$ . При знятті керуючого сигналу з першого циліндра на певний проміжок часу  $\tau'$  рівноважні обороти збільшаться на певну величину  $\Delta n'$ .

Залежно від циліндра, до якого подається гідравлічний сигнал, регулятор швидкості може перебувати в трьох станах:

- а) ні до одного з циліндрів не надсилаються керуючі сигнали  $n_0$ ,
- б) керуючий сигнал подається на один циліндр
- в) керуючі сигнали подаються до обох циліндрів, зберігаючи рівноважні оберти.  $n_1 = n_0 - \Delta n'$

Робочий стан  $n_1$  регулятора визначає рівноважні оберти, які залежно від керуючого впливу можуть збільшуватися або зменшуватися. Однак максимальне регулювання обертів в динамічних умовах ніколи не перевищить робочі рівноважні оберти двигуна, забезпечуючи живучість двигуна.

Система працює наступним чином: коли швидкість  $V$  відхиляється від заданого значення  $V_{зад}$  на  $\Delta V$ , широтно-імпульсний модулятор генерує імпульси постійної інтенсивності. Тривалість цих імпульсів змінюється в залежності від величини відхилення  $\Delta V$ . Якщо швидкість нижча за задану, надсилаються імпульси ШІМ для збільшення подачі палива. І навпаки, якщо швидкість вище, подачу палива потрібно зменшити.

Крім того, надсилаються імпульси для реконструкції регулятора швидкості за тим же принципом. Коли імпульс використовується для збільшення подачі палива, інший імпульс подається на регулятор швидкості, щоб зменшити постійну швидкість обертання. Зміна кута атаки лопатей призведе до збільшення швидкості польоту. На рис. 8.3 наведені тимчасові схеми, які пояснюють принцип роботи системи стабілізації, відображають імпульси керування напругою на входах

виконавчих механізмів регулятора швидкості та реакцію двигуна на виконання кожного імпульсу.

На рис. 8.3 прийняті наступні позначення:

$\Delta V$  - відхилення швидкості;

$E$  - зона не чутливості;

$U_G$  - електричний імпульс на вході механізму зрізання палива;

$\Delta n_G$  - зміна оборотів під впливом зрізання палива;

$U_n$  - електричний сигнал на перебудову регулятора оборотів;

$\Delta n_\phi$  - зміна оборотів під впливом зміни кроку гвинта;

$\Delta n$  - сумарна зміна оборотів;

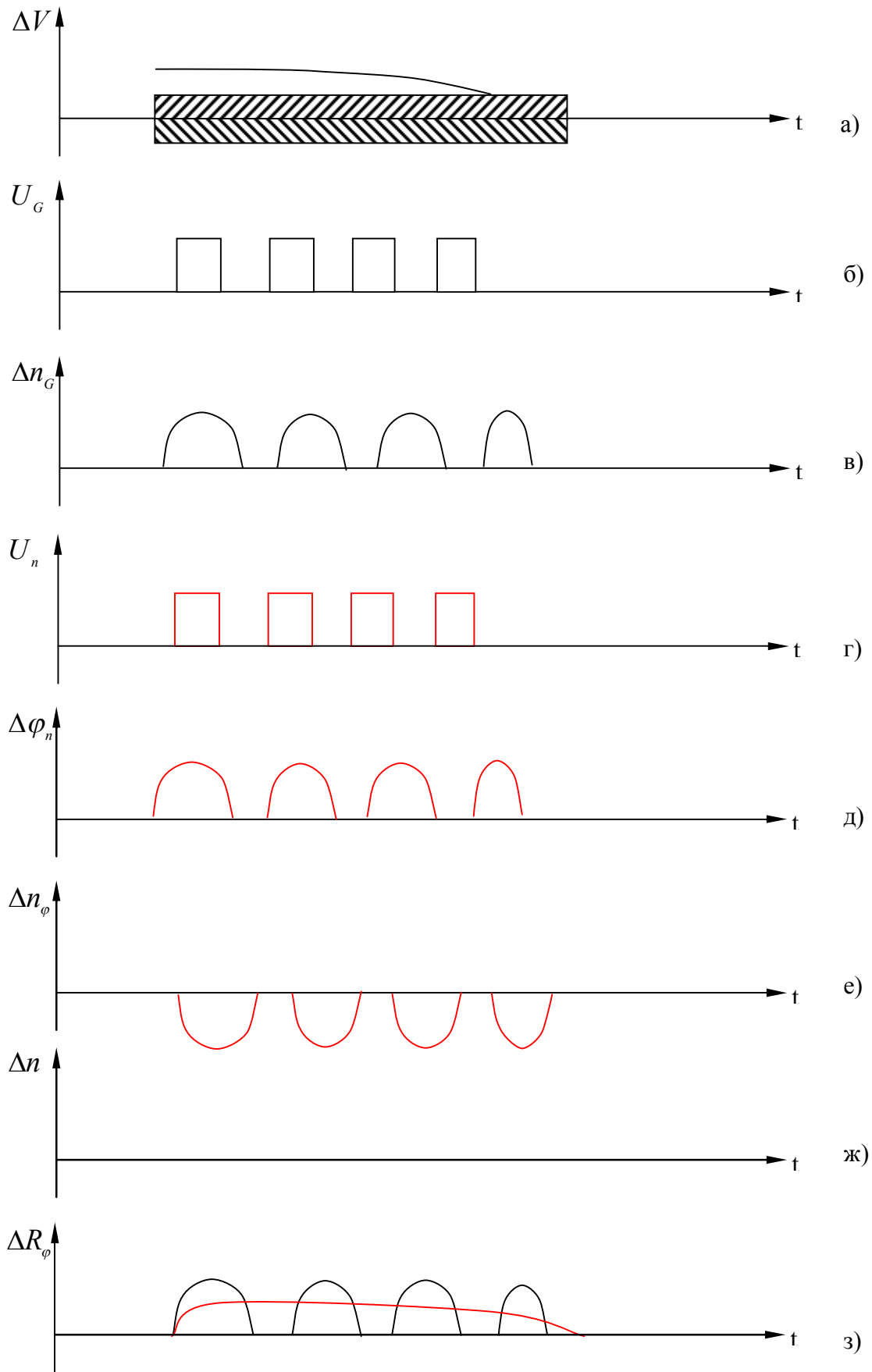


Рис. 8.3.

$\Delta R_\varphi$  - зміна тяги за рахунок зміни кроку гвинта;

$\Delta \varphi_n$  - зміна кроку гвинта за рахунок імпульсів  $U_n$ ;

$T_{ид}$  - інтервал дискретності;

$\tau$  - тривалість подачі електричного імпульсу на виконавчий електромеханізм;

$U_0$  - амплітуда імпульсу на виконавчий електромеханізм.

Тимчасова діаграма (рис. 8.3) пояснюється наступним чином: якщо в певний момент часу  $t$  швидкість  $V$  відхиляється від бажаного значення  $V_{зАд}$  на величину, що перевищує зону нечутливості системи  $\Delta V$ , спрацьовує імпульс  $U_G$  для припинення подачі палива (рис. 8.3, б). Цей імпульс  $U_G$  призводить до тимчасового збільшення подачі палива до сопла, в результаті чого кількість обертів збільшується на певну величину  $\Delta n_G$  (рис. 8.3, в).

Регулятор обертів (рис. 8.3, г) отримує імпульс  $U_n$  для регулювання і в подальшому збільшує крок гвинта на певну величину  $\Delta n_\varphi$ . Це збільшення кроку зазвичай має призводити до зменшення обертів  $\Delta n_\varphi$  через навантаження гвинта (рис. 8.3, е). Проте помічено, що збільшення подачі палива (рис. 8.3, в) призводить до збільшення обертів. Отже, сумарна дія цих сигналів  $U_G U_n$  (рис. 8.3, е) призводить до майже повної відсутності коливань обертів. Тому загальна зміна оборотів близька до нуля, що забезпечує стабільну швидкість.

Узгоджена подача сигналів  $U_G U_n$  і забезпечує безперервну роботу без перебоїв. Регулювання оборотів слід починати раніше збільшення подачі палива через меншу затримку впливу сигналу  $U_n$  на обороти. Отже, імпульс  $U_G$  подається з незначною затримкою порівняно з самим імпульсом  $U_n$  (рис. 8.3, б).

Оскільки оберти залишаються практично незмінними, а крок збільшується  $\Delta \psi_n$ , зростає і тяга гвинта  $\Delta R_\varphi$  (рис. 8.3, з).

Збільшення тяги гвинта призводить до зменшення відхилення швидкості.

Рис. 8.4. ілюструє спрощену структурну схему запропонованої системи.

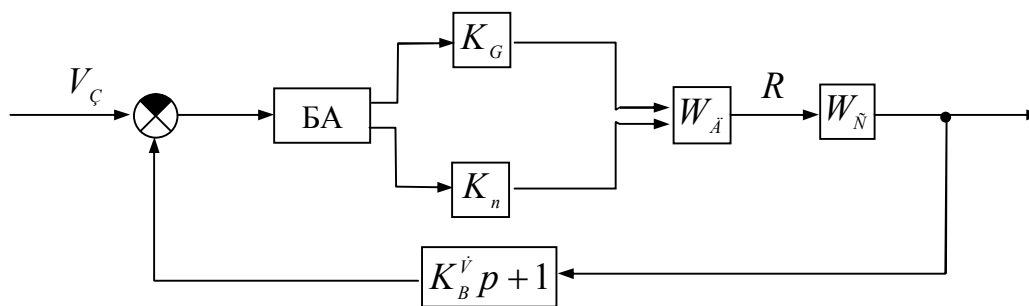


Рис. 8.4.

Однак покладатися лише на такий регулятор недостатньо через два фактори. По-перше, стабілізація швидкості може бути досягнута лише у відносно вузьких межах. По-друге, автоматика ГАД буде сприймати дію регулятора як випадкове коливання витрати палива і протидіяти йому. Це відбувається тому, що запропонована система не регулює регулятори параметрів двигуна, а натомість діє виключно на один параметр. Тому необхідно одночасно переналаштувати регулятори двигуна і впливати на сам двигун. Цей додатковий канал стабілізації буде називатися каналом дроселя, тоді як загальні канали керування будуть називатися високошвидкісним каналом. Структурна схема дросельного каналу зображена на рис. 8.5.

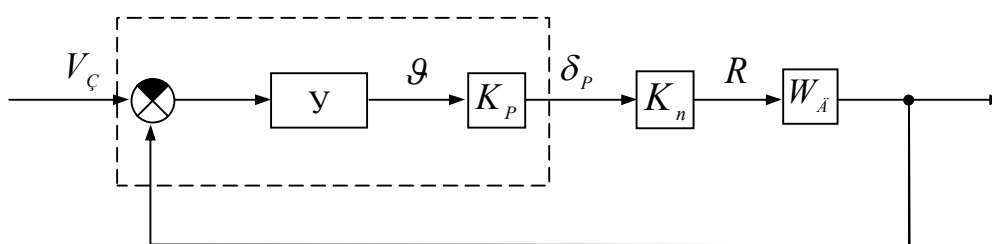


Рис. 8.5.

$У$  – підсилювач;

$k_p$  - коефіцієнт передачі електродвигуна;

$W_d$  - передатна функція авіаційного двигуна;

$W_c$  - передатна функція ланки “тяги-швидкість”.

Фізично процес регулювання з використанням двох каналів можна зобразити так. Коли виникає будь-яке порушення, виникає неузгодженість. Спочатку швидкодіючий канал усуває цю невідповідність. При цьому перенастроювання



регуляторів параметрів двигуна не відбувається, але змінюються параметри, що характеризують роботу двигуна. Паралельно відбувається регулювання дросельного каналу системи. Цікаво, що час, необхідний для налаштування дросельного каналу, порівнянний з часом, необхідним для налаштування параметрів двигуна його автоматикою. Отже, виключається вплив автоматики двигуна на швидкісний канал.

Підсумовуючи, дросельний канал служить двом цілям:

- Стабілізація швидкості в широкому діапазоні (на швидкостях нижче першого каналу).
- Переналаштування регуляторів на режим двигуна, який відповідає підтримці заданої швидкості.

## 8.2 Розробка структурної схеми швидкодіючого каналу системи

Щоб забезпечити високу швидкість, ми будемо використовувати систему, яка точно відповідає оптимальній швидкості. Параметром стабілізації, який ми обрали, є справжня повітряна швидкість. Ми будемо використовувати датчик прискорення для збору інформації про його зміни в поздовжній площині.

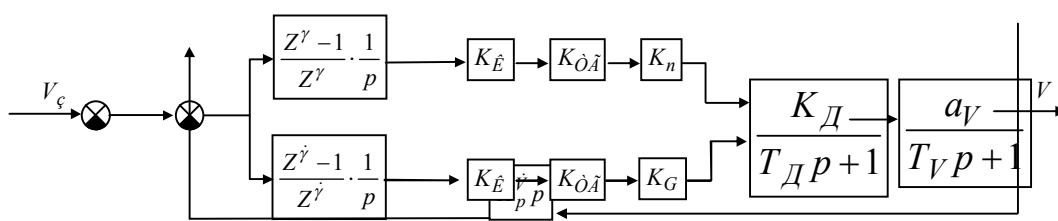
Під час польоту в турбулентній атмосфері значні перешкоди можуть вплинути на систему керування, потенційно спричиняючи навантаження на двигун і літак.

Щоб вирішити ці проблеми, ми пропускатимемо справжній сигнал повітряної швидкості через згладжуючий фільтр, який пропускає лише низькочастотні компоненти.

До магнітного підсилювача широтно-імпульсного модулятора будуть додані пропорційні сигнали, засновані на різниці між бажаною швидкістю та поточною швидкістю, а також її похідна.

Імпульси вихідної напруги від модулятора, з негативною полярністю, будуть спрямовані на тригер через схему перемикавання. При спрацьовуванні вони будуть перетворені в позитивні імпульси, які регулюють роботу тиристора. Потім тиристор подає живлення на керуючу обмотку електромагнітного клапана.

На рис.8.6 зображено структурну схему високошвидкісної схеми в системі стабілізації швидкості..



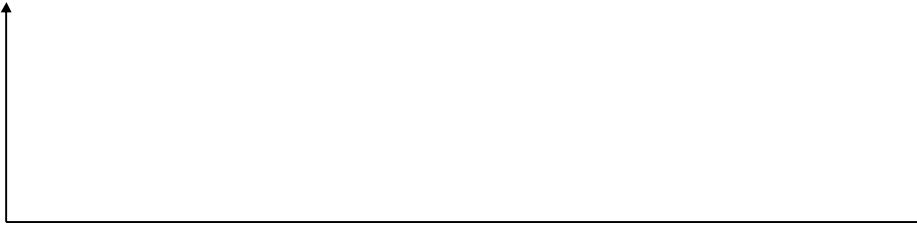


Рис.8.6.

На схемі позначено:

$\frac{Z^{\gamma} - 1}{Z^{\gamma}} \cdot \frac{1}{p}$  - передаточна функція формуючого пристрою;

$K_K$  - коефіцієнт передачі схеми комутації;

$K_{TT}$  - коефіцієнт передачі схеми трилера і тиристора;

$K_G$  - коефіцієнт характеризує чутливість електромагнітного клапана;

$\frac{a_V}{T_A p + 1}$  - передаточна функція авіаційного двигуна;

$K_D$  - коефіцієнт, що характеризує зміна величини тяги двигуна в залежності від зміни величини подачі палива;

$T_D$  - постійна часу двигуна;

$\frac{a_V}{T_V p + 1}$  - передаточна функція літака як ланки «тяга – швидкість»;

$a_V$  - коефіцієнт, що характеризує зміна швидкості польоту в залежності від зміни тяги двигуна;

$T_V$  - постійна часу літака по швидкості;

$K_V$  - коефіцієнт передачі ланцюжка, що диференціює.

За допомогою потенціометра можна встановити стабілізоване значення швидкості  $V_0$ , яке буде застосовно до обох каналів системи.

На рис. 8.7 показано функціональне розташування схеми швидкої генерації в системі..

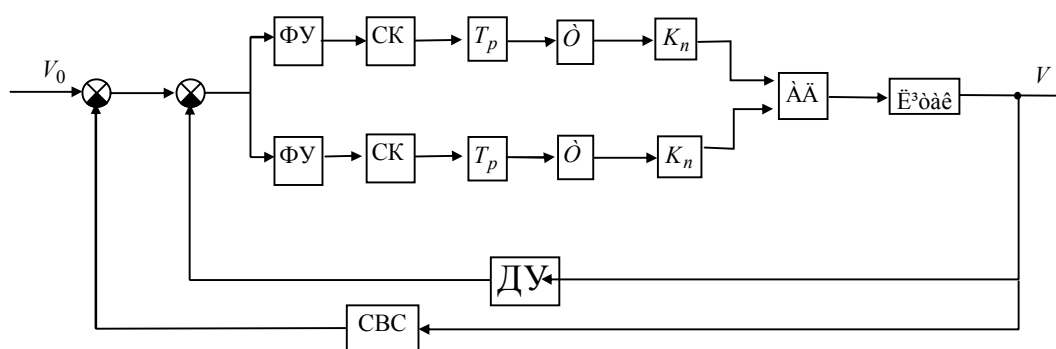


Рис. 8.7.

На схемі позначено:

$\Phi V$  - формуюче пристрій;

$СК$  - схема комутації;

$Tr$  – трилер;

$T$  - тиристор;

$K$  - електромагнітний клапан;

$AD$  - авіаційний двигун;

$СВС$  - система повітряних сигналів;

$ДУ$  - датчик прискорень.

При розрахунку параметрів схеми необхідно знати величини  $a_G, a_V, T_d$  і  $T_V$ , тобто коефіцієнти, що характеризують об'єкт регулювання.

### 8.3 Розробка структурної схеми дросельного каналу системи

Дросельний канал системи розробки призначений для стабілізації швидкості польоту в широкому діапазоні і скидання регуляторів автоматики двигуна. Для цього потрібно розробити структуру цього каналу. Датчики поточної швидкості та прискорення, які використовуються у високошвидкісному каналі, також будуть використовуватися в каналі дросельної заслінки. Необхідно уточнити закон керування, реалізований у дросельному каналі. Канал дросельної заслінки може регулюватися наступними основними законами керування:

$$\Delta \delta p = k_p^V \Delta V,$$

$$\Delta \delta p = k_p^V \Delta V + k_p^V \dot{V},$$

$$\Delta \delta p = k_p^V \Delta V + k_p^V \dot{V} + k_p^s \int \Delta V dt. \quad (8.1)$$

Передавальні числа системи стабілізації швидкості польоту, які входять до законів керування (8.1), дорівнюють:

$$k_p^V = \frac{k_V k_{pT}}{k_{o\bar{n}}};$$

$$k_p^{\dot{V}} = \frac{k_{\dot{V}} k_{pt}}{k_{oc}};$$

$$k_p^s = \frac{k_s k_{pt}}{k_{oc}};$$

де  $k_V, k_{\dot{V}}, k_s$  - коефіцієнти чутливості відповідних вимірників і інтегруючого пристрою;  $k_{pT}$  - коефіцієнт передачі від кермової машини до кермового органа, що керує тягою.

Відповідно до першого закону з групи (8.1) систему керування, яка описує динаміку стабілізації модуля вектора швидкості польоту, наближено можна представити у вигляді:

$$\begin{aligned} (p + a_{1V})\Delta V + a_{1R}\Delta R &= f_{bx}, \\ (T_D p + 1)\Delta R &= a_1 \delta_R \Delta \delta_R, \\ \Delta \delta_R &= k_p^V \Delta V. \end{aligned} \quad (8.2)$$

Характеристичні рівняння системи буде:

$$p^2 + a_1 p + a_0 = 0, \quad (8.3)$$

де

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{T_D a_{1V} + 1}{T_D}; \\ a_0 &= \frac{a_{1V} + a_{1R} a_{1\delta R} k_p^V}{T_D}. \end{aligned}$$

Дослідження системи (8.2) та її характеристичного рівняння (8.3) дозволяє зробити наступні висновки:

- на коефіцієнт ослаблення перехідного процесу величина сигналу швидкості не впливає;
- збільшення постійної часу призводить до зменшення коефіцієнта демпфування, що в свою чергу погіршує якість регулювання через інерційність процесів зміни тяги двигуна; статична помилка зберігається

в перехідному процесі під час регулювання.

$$\Delta V_{OCT} = \frac{f_{BX}}{a_{1V} + a_{1\delta p} a_{1R} k_p^V} \quad (8.4)$$

З огляду на швидкісний аспект, перший закон керування з групи (8.1) не відповідає нашим вимогам. Оцінимо якість стабілізації величини вектора швидкості польоту шляхом регулювання за другим законом із групи (8.1). У цьому випадку система рівнянь, що описує динаміку процесу, матиме такий вигляд.

$$\begin{aligned} (p + a_{1V})\Delta V + a_{1R}\Delta R &= f_{BX}, \\ (T_D p + 1)\Delta R &= a_{1\delta R}\Delta\delta_p, \\ \Delta\delta_p &= (k_p^V + k_p^V p)\Delta V. \end{aligned} \quad (8.5)$$

Характеристичне рівняння системи буде мати вид:

$$p^2 + a_1 p + a_0 = 0,$$

$$\text{де } a_1 = \frac{a_{1V} T_D + a_{1R} a_{1\delta R} k_p^V + 1}{T_D}, \text{ а } a_0 \text{ не залежить від } k_p^V.$$

Вивчення системи (8.5) та її характеристичного рівняння приводить до висновку. Реалізуючи закон регулювання сигналу прискорення, збільшуємо коефіцієнт загасання перехідного процесу та зменшуємо частоту коливань модуля вектора швидкості польоту літака.

Зрозуміло, що сигнал прискорення не впливає на статичну похибку.

Одним із істотних недоліків розглянутих раніше законів стабілізації модуля вектора швидкості польоту є наявність статичних похибок у регулюванні цього параметра.

Для компенсації статичної похибки рекомендується автоматична стабілізація модуля вектора швидкості на основі третього закону з групи (8.1).

Зупинимось на цьому законі управління.

Стабілізоване значення швидкості буде визначатися за допомогою потенціометра, підключеного до РУД.

Сигнали, що входять в закон керування, доцільно об'єднувати за допомогою магнітного підсилювача. У цьому випадку загальна напруга постійного струму буде

пропорційно посилюватися і перетворюватися в напругу змінного струму, що надходить на вхід підсилювача потужності.

На рис. 8.8 наведена функціональна схема дросельного каналу в системі стабілізації.

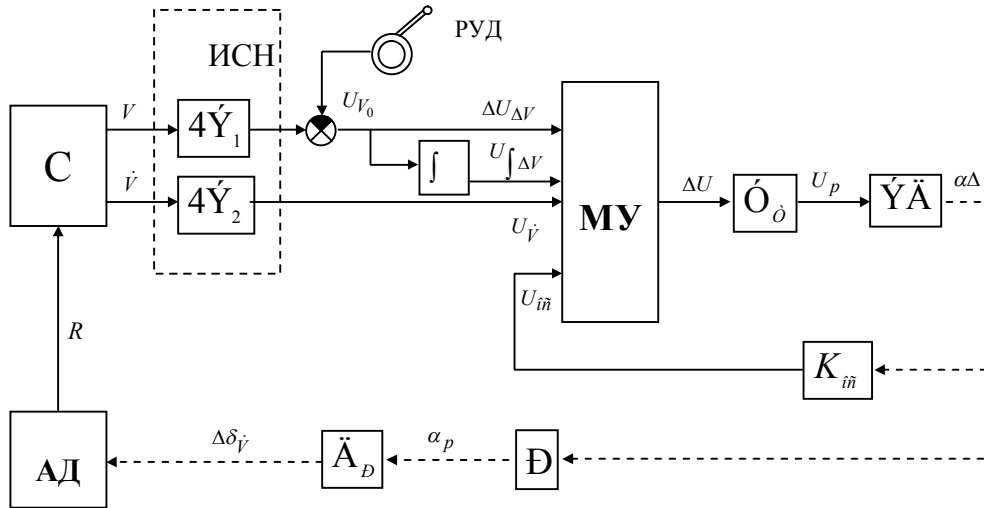


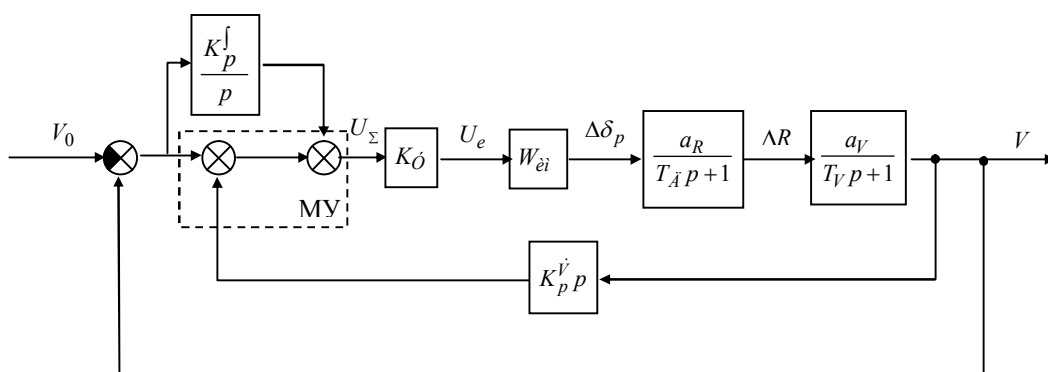
Рис. 8.8.

Профіль установочного потенціометра повинен забезпечувати обмеження регулювання швидкості певними верхніми та нижніми межами.

Напруга  $\Delta U_{\Delta V}$ , що створюється в вимірювальному відділі дросельного каналу системи стабілізації, також подається на вхід магнітного підсилювача в швидкодіючий канал системи.

Немає необхідності накладати обмеження на крайні положення дросельної  $\delta_{PМИН}$  та  $\delta_{PМАКС}$  заслінки, оскільки двигун літака не перейде в ці режими в процесі стабілізації.

На рис. 8.9. показана структурна схема дросельного каналу системи



стабілізації.

Рис. 8.9.

На схемі позначено:

$K_y$  - коефіцієнт підсилення підсилювача потужності;

$W_{um}$  - передаточна функція виконавчого механізму;  $W_{bv} = W_{эд} \cdot W_p$ , де  $W_{эд}$  - передаточна функція виконавчого електродвигуна;  $W_p$  - передаточна функція редуктора;

$$W_{эд} = \frac{\alpha(p)}{U_p(p)} \approx \frac{K_э}{T_э p + 1},$$

де  $K_э$  - коефіцієнт передачі електродвигуна;  $T_э$  - електромеханічна постійна часу виконавчого електродвигуна.

При аналізі структурної схеми важливо відзначити, що магнітний підсилювач по суті є неперіодичним з'єднанням з передаточною функцією.

$$W_{MV} = \frac{K_{MV}}{T_{MV} p + 1},$$

де  $K_{MV}$  - коефіцієнт підсилення;  $T_{MV}$  - постійна часу.

У розрахунках значення достатньої точності  $T_{MV}$  можна не враховувати через його незначність.

## РОЗДІЛ 9

### ДОСЛІДЖЕННЯ СИНТЕЗОВАНИХ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ

Робота передбачала проведення досліджень синтезованих схем керування автоматом тяги. Дослідження систем автоматичного керування польотом літака проводилось шляхом моделювання динаміки польоту та відповідних каналів системи керування. Ці канали включають канал висоти керма для стабілізації

потрібного кута тангажу та канал автомата тяги. У моделюванні використовувалася високорівнева програма моделювання DELFI, розроблена для цієї мети, а список програм можна знайти в додатку.

Інтегрування диференціальних рівнянь, які описують динаміку літака, було виконано за допомогою процедури, яка використовує метод Рунге-Кута. Ця програма, у свою чергу, викликає дві підпрограми на кожному кроці: FCT, яка визначає диференціальні рівняння, які потрібно інтегрувати у формі Коші, і OUTP, яка генерує масив результатів інтеграції. Сервісні процедури відповідають за перетворення числових даних у графічну інформацію.

Інтерфейс користувача програми дозволяє виконувати такі дії в діалоговому режимі:

- вибрати режим роботи тягової машини: «Існуюча АТ» або «Алгоритм координованого керування»;
- налаштувати параметри інтеграції, такі як час і крок інтегрування;
- змінити передаточні числа законів керування;
- обрати різні збурюючі впливи, включаючи моментні збурення, збурення вітру або зміни бажаного кута тангажу;

За запитом відображення графіків перехідних процесів для обраних параметрів (до 3 параметрів).

Щоб полегшити порівняння різних алгоритмів автомата тяги, програма дозволяє генерувати до 2 рішень для задачі моделювання, зберігаючи попередні рішення.

На рис. 9.1 показано зовнішній вигляд екрана дисплея із готовим інтерфейсом програми.





Рис. 9.1

Одночасно для виконання моделювання була використана програма візуального моделювання Simulink, компонент пакету математичного програмування MATLAB. На рис. 9.2 зображено блок-схему схеми моделювання.

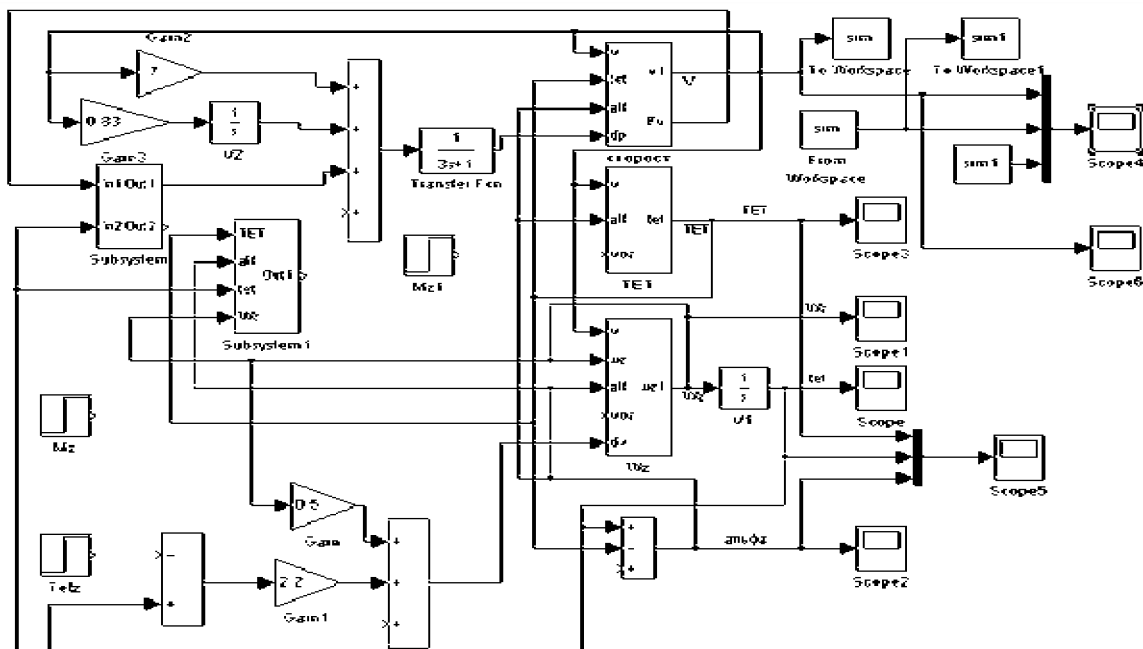


Рис. 9.2

Під час моделювання були перевірені наступні конфігурації керування:

- автомат тяги без перехресних зв'язків, який виконує синтезований закон керування.

$$\delta_{c.r} = (K_V + \frac{K_{\dot{V}}}{p})(V_3 - V) \quad (9.1)$$

- автомат тяги без поперечних зв'язків, доповнена пропорційною складовою до похідної зміни швидкості польоту.

$$\delta_{c.r} = (K_V + K_{\dot{V}}p + \frac{K_{\ddot{V}}}{p})(V_3 - V) \quad (9.2)$$

При цьому канал керма тангажу працював у режимі стабілізації на основі бажаного кута тангажу за законом керування.

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z \quad (9.3)$$

Результати моделювання конфігурацій керування для досягнення бажаного кута нахилу проілюстровано на рисунку 9.3. Крім того, рис. 9.4 демонструє вплив вітрових збурень.

Рис. 9.3

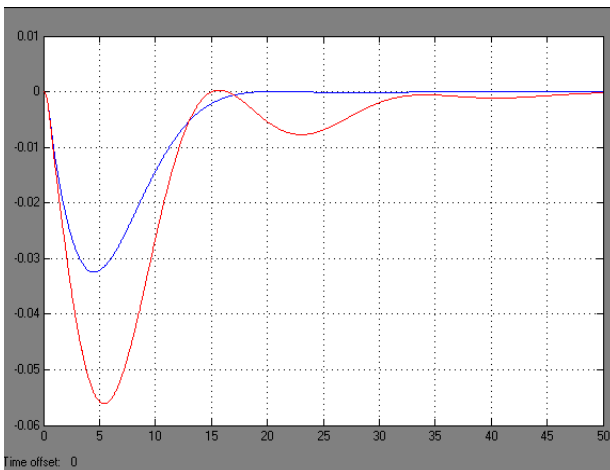
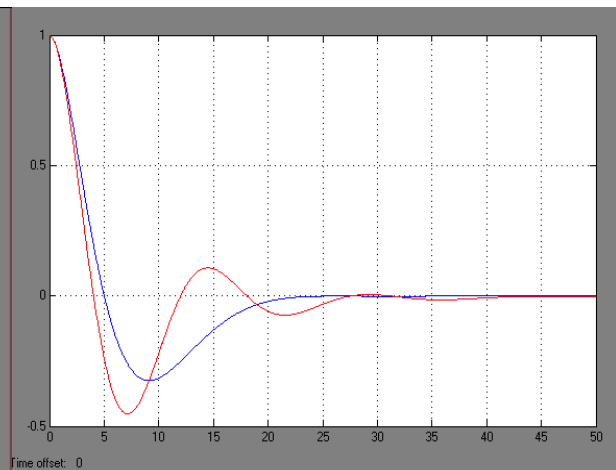


Рис. 9.4



Результати дослідження демонструють ефективність включення похідної від зміни швидкості польоту в закон керування автоматом тяги. Таке включення підвищує якість перехідних процесів у контурі стабілізації швидкості польоту за рахунок зменшення їх мінливості.

У дослідженні також досліджена схема керування автоматом тяги із перехресними зв'язками, яка реалізує закон керування.

$$\delta_{с.г} = (K_V + K_{\dot{V}}p + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V) + \frac{T_D p + 1}{T_{\Phi} p + 1} [K_{\alpha}\alpha + K_{\theta}(\vartheta - \alpha)] \quad 9.4)$$

Розглянутий закон керування формує кут нахилу траєкторії, позначений як  $\theta$ , беручи різницю між змінними  $(\vartheta - \alpha)$ . Цей кут не вимірюється існуючими інформаційними датчиками. На рис. 9.5 наведено результати моделювання контурів керування АТ за законом керування (9.4) при роботі над заданим кутом тангажу, порівнюючи його із законом керування (9.2). Додатково на рис. 9.6 наведено результати моделювання цих контурів зі змінами умов польоту, які впливають на коефіцієнти математичної моделі літака. Результати моделювання свідчать про наступне:

- коли умови польоту відповідають вимогам для координованого синтезу управління, коригування не потрібні;
- незначні коригування необхідні, коли змінюються умови польоту, наприклад, зміни коефіцієнтів математичної моделі літака.

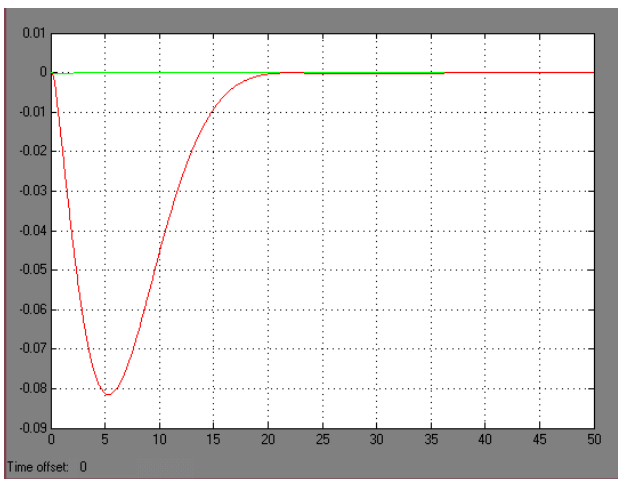


Рис. 9.5.

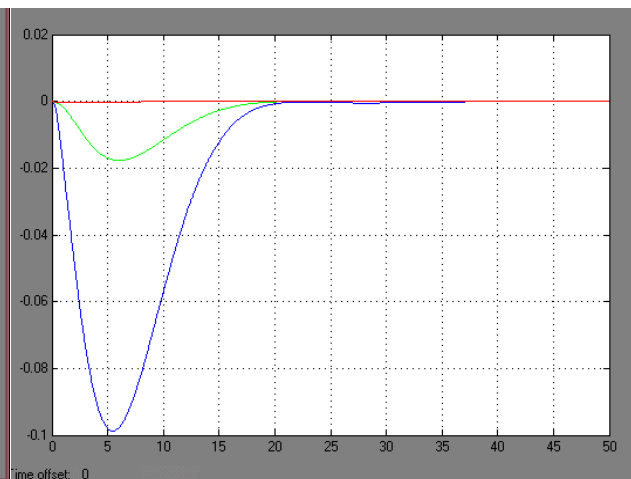


Рис.9.6.

Крім того, в даному дослідженні досліджено схему керування автоматом тяги із перехресними зв'язками, яка реалізує закон керування.

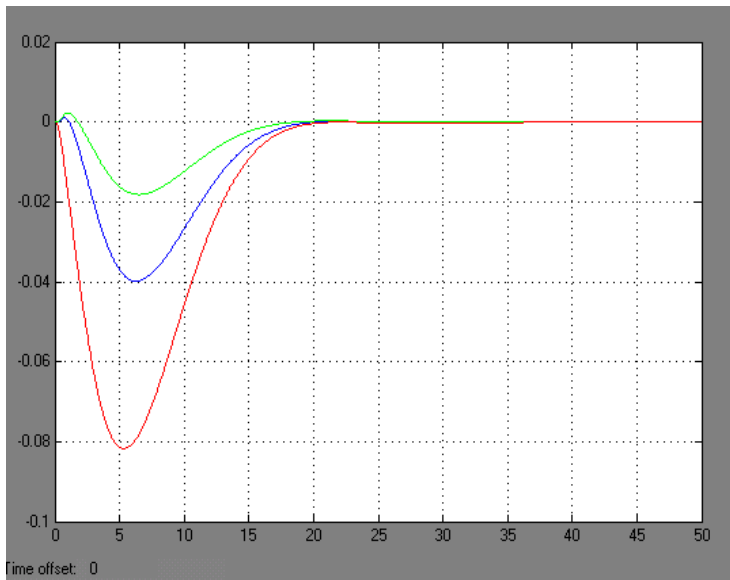


Рис. 9.7.

$$\delta_{с.г} = (K_V + K_{\dot{V}} p + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V) + \frac{(T_D p + 1) T_I p}{T_I p + 1} K_9 \vartheta$$

Результати моделювання контурів керування АТ з використанням закону керування (9.5) при роботі над заданим кутом тангажу, порівнюючи його із законом керування (9.2), зображено на рис. 9.7. Результати моделювання в цьому випадку отримують шляхом модифікації коефіцієнтів математичної моделі літака. Результати моделювання показують, що, як і в попередніх версіях закону контролю, існують недоліки, пов'язані з надмірним регулюванням. Тому, на нашу думку, доцільніше використовувати попередню редакцію закону керування з коригуванням передавальних чисел АТ залежно від режиму польоту.

## **ВИСНОВКИ**

1. Дослідження вивчає методи управління швидкістю польоту комерційних літаків і аргументує практичність використання автоматичних пристроїв, зокрема автоматів тяги, для контролю швидкості польоту без зміни висоти. Щоб уникнути значних коливань швидкості, спричинених змінами фронтального опору та складової сили ваги під час регулювання ешелону, пропонується координувати кут тангажу та керування швидкістю.
2. Запропоновані рішення, яке передбачає реалізацію узгодженого керування механізацією крила та тягою силової установки.
3. У процесі роботи було виконано синтез контурів управління швидкістю польоту, використовуючи математичні моделі літака Ту-154.
4. Створені структурно-функціональні схеми автомата тяги, які містять додаткові елементи для реалізації закону управління з кута та кута нахилу траєкторії

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Куліков Г. Г. “Динамическая характеристика соосного винто-вентилятора на режимах реверса тяги для решения задач автоматического управления и контроля состояния” / Куліков Г. Г., Арьков В. Ю., Лянцев О. Д., Фатіков В. С., Хилько В. И., Іщук В. П. “Авиационно-космическая техника и технология.” 2003. Вип. 6 (41). С. 106–110.
2. Іщук В.П. “Регулирование отрицательной тяги силовой установки транспортного самолета”, 2006.
3. Lecroy R.S. “Future air force tactic air lifter considerations” 1984. № 2504.
4. Синеглазов В.М. Філяшкін М.К. “Автоматизовані системи управління повітряних суден.”– Изд-во К.: НАУ, 2003, 502 с.
5. Рогожин В.А., Синеглазов В.М. Філяшкін М.К.Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден”.– К.: Изд-во НАУ, 2004.
6. Ільїн О.Ю. Філяшкін М.К. “Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. ” – К.: КІ ВПС,1999. 336 с.