

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**  
**ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ**  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри  
Доктор технічних наук  
професор

Синєглазов В. М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## **КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ

“МАГІСТР”

Тема: Система стабілізації орбітального літака у компоновці зі зовнішнім паливним баком

Виконавець: \_\_\_\_\_ Вецько І. О.

Керівник: \_\_\_\_\_ Кеменяш Ю.М.

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Охорона праці: \_\_\_\_\_ Козлітін О. О.

Охорона навколишнього  
середовища: \_\_\_\_\_ Маджд С. М.

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_ Тупіцин М. Ф.

Київ 2020

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій**

**Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів**

**Освітньо-кваліфікаційний рівень магістр**

Спеціальність 6.050202 “Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва”

## **ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри

ДТН, професор

Синеглазов В.М.

“ 19 ” вересня 2020 р.

## **ЗАВДАННЯ**

**на виконання дипломної роботи студенту**

Вецьку Івану Олександровичу

- 1. Тема роботи:** “Система стабілізації орбітального літака у компоновці зі зовнішнім паливним баком”
- 2. Термін виконання проекту (роботи):** з 15.09.2020р. до 12.12.20р.
- 3. Вихідні данні до проекту (роботи):** Розробку системи стабілізації проводити з урахуванням пружності корпусу орбітального літака.
- 4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**  
1. Об'єкти дослідження. 2. Математична модель орбітального літака з зовнішнім паливним баком з урахуванням рухливості рідкого палива і пружності конструкції. 3. Рівняння збуреного руху системи «Пружній орбітальний літак з зовнішнім паливним баком – рідке паливо». 4. Система стабілізації «Пружній корпус – рідина в баках – автомат стабілізації»
- 5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Схема ракети носія із орбітальним літаком з зовнішнім паливним баком. 2. Схема виведення орбітального космічного апарату. 3. Компонуюча схема паливного бака. 4. Схема деформації орбітального літака з зовнішнім паливним баком при збуреному русі. 5. Сили, що діють на корпус при повздовжніх деформаціях (схема). 6. Схема системи управління рухом відносно центру мас. 7. Система стабілізації ракети-носія. 8. Структурна схема замкнутої системи замкнутої системи в якій виникають повздовжні коливання.

## 6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури.	15.09.2020	виконано
2	Вступ.	18.09.2020	виконано
3	Об'єкти дослідження.	20.09.2020	виконано
4	Математична модель руху орбітального літака з зовнішнім паливним баком з урахуванням рухливості рідкого палива і пружності конструкції.	22.09.2020	виконано
5	Компонувальна схема і характеристики ОЛ з ЗПБ.	25.09.2020	виконано
6	Принципові особливості ОЛ з ЗПБ.	30.10.2020	виконано
7	Рівняння збуреного руху системи «Пружній ОЛ з ЗПБ – рідке паливо».	05.11.2020	виконано
8	Система стабілізації «Пружній корпус – рідина в баках – автомат стабілізації».	07.12.2020	виконано

## 7. Консультанти зі спеціальних розділів

Розділ	Консультант (посада, П. І. Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О. О.		
Охорона навколишнього середовища	Маджд С. М.		

**8. Дата видачі завдання:** “15” вересня 2020 р.

Керівник: зав.каф.АКІК \_\_\_\_\_ Кеменяш Ю.М.  
(підпис)

**Завдання прийняв до виконання** \_\_\_\_\_ Вецько І.О.  
(підпис)

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

РН – ракета носій;

ЛА – літальний апарат ;

ЕОМ – електронно – обчислююча машина;

ДКШ – датчик кутової швидкості;

ОЛ – орбітальний літак;

ЗПБ – зовнішній паливний бак;

РРД – рідинний реактивний двигун;

ПКК – повітряно-космічний комплекс;

ЛН – літак носій;

НДР – нелінійне диференціальне рівняння;

РПП – рівняння з приватними похідними;

ЗДР – звичайне диференціальне рівняння;

АС – автоматична система;

ДКП – датчик кутового положення;

# ЗМІСТ

Вступ.....	
1. Об'єкти дослідження дипломної роботи.....	
2. Математична модель руху орбітального літака із зовнішнім паливним баком з урахуванням рухливості рідкого палива і пружності конструкції.....	
2.1. Компонувальна схема і характеристики ОЛ з ЗПБ.....	
2.2. Принципові особливості ОЛ з ЗПБ.....	
3. Рівняння збуреного руху системи «Пружній ОЛ з ЗПБ – рідке паливо».....	
3.1. Метод Галеркіна.....	
3.2. Незбурений та програмний рухи, їх властивості.....	
3.3. Вплив дисипативних сил на демпфування коливань пружних систем.....	
4. Система стабілізації «Пружній корпус – рідина в баках – автомат стабілізації».....	
4.1. Закони керування.....	
4.2. Поняття «стабілізації» об'єкта.....	
4.3. Дослідження власної динамічної нестійкості орбітального літака із зовнішнім паливним баком у разі зближення частот коливань палива і корпусу.....	
4.4. Вибір засобів стабілізації коливань.....	
Висновок.....	
Список використаних джерел.....	
6. Охорона навколишнього середовища	
7. Охорона праці	

## ВСТУП

В наш час до найперспективніших засобів доставки корисного вантажу до коло земного космічного простору відносять багаторазові системи виведення. Розробка та експлуатація багаторазового космічного корабля дала міцний імпульс у рішенні проблеми багаторазовості використання космічних кораблів, що забезпечує зниження затрат на виведення, можливість повернення корисного вантажу з орбіти з ціллю повторного використання.

Космічна програма зі створення та експлуатації такого пристрою є великим кроком для створення міжнародних та національних програм з розробки різноманітних транспортних систем багаторазового використання. Подібний пристрій складається з орбітального літака та зовнішнього паливного бака, що скидається після виведення системи на орбіту Землі.

Багаторазовий космічний апарат забезпечує швидкий збір інформації, доставляє на орбіти висотою до 200 км корисний вантаж вагою до 2000 кг, вирішує задачі інспектування та зниження космічних об'єктів глобальних масштабів та може нести різноманітне бойове навантаження.

Аналіз результатів дослідження, що були націлені на визначення найбільш перспективних засобів доставки невеликих за розміром вантажів на околотемні орбіти показав, що ними є повітряно – космічні комплекси. Однією з найбільш актуальних проблем, що з'являються при конструюванні об'єктів типу ПКК, є створення високоточних систем управління польотом. Високі вимоги до якості керування об'єктами такого класу обумовлені обмеженням їх енергоресурсів, необхідністю точного виконання поставленого завдання на кожному з етапів польоту.

Одним з відповідальних етапів польоту ПКК є етап виведення ОЛ з ЗПБ на еліптичну орбіту після відділення від РН (або СН). Вихід на таку орбіту відповідає закінченню активної ділянки виведення. Приблизно 80 % від загальної кількості неузгоджень космічної техніки припадає саме на цю ділянку, причому можливість виконання на ньому ремонтних робіт практично відсутня. Це забезпечує надвисокі вимоги до безпеки польоту ОЛ з ЗПБ на етапі виведення.

Точний вихід на задану орбіту та наступне виконання намічених цілей у більшості визначаються точністю виконання заданих початкових параметрів

траєкторії в момент закінчення активної ділянки. Будь-який зріст похибки приведення ОЛ з ЗПБ в заданий кінцевий стан, потребує наявності на борту допоміжного запасу палива. Як результат – неминуче зниження маси корисного навантаження, що виводиться на орбіту та загроза зриву виконання польотного завдання.

Принциповою особливістю ОЛ з ЗПБ, що визначає динамічні властивості системи «об`єкт – автомат стабілізації», є значна не жорсткість конструкції ЗПБ та наявність великої маси рідкого палива (до 85%-90% загальної маси), що мають вільні поверхні.

Взаємодія пружних деформацій корпусу з відносним рухом великих мас палива, що з`являються при невстановленому русі ОЛ з ЗПБ, приводить до появи значних гідродинамічних навантажень, що впливають як на динамічні властивості ОЛ з ЗПБ, так і на навантаженість конструкції.

Питанню стабілізації ОЛ з ЗПБ як абсолютно жорсткого тіла з урахуванням рухливості рідкого палива було присвячено чимало робіт. Однак, в них не достатньо уваги було приділено розробці алгоритмічного забезпечення системи стабілізації об`єкта як пружної конструкції з рідким наповненням.

## РОЗДІЛ 1. ОБ'ЄКТ ДОСЛІДЖЕННЯ, ЙОГО ОСОБЛИВОСТІ.

Об'єктами дослідження моєї дипломної роботи є ракети-носії космічних апаратів з рідкими ракетними двигунами. Розв'язок задачі ліквідації або локалізації динамічної нестійкості та подальшого забезпечення стабілізації об'єктів ракетно-космічної техніки є складним та складається з багатьох компонентів, з яких важливішими є наступні.

1. Вибір адекватного (у вибраному діапазоні частот) механічного аналогу розглядаємого об'єкта або створення його математичної моделі, тобто розробка динамічної схеми об'єкту.

2. Визначення параметрів динамічної схеми (частоти власних коливань, об'єднані маси, коефіцієнти демпфування та ін.) на основі теоретичного аналізу, експериментів на фізично та конструктивно схожих моделях, натурних динамічних випробувань корпусу та стендових випробувань РРД.

3. Дослідження динамічних властивостей проектуємого об'єкта регулювання та пошук можливих способів змінення цих властивостей у потрібному напрямку.

4. Проектування системи стабілізації та дослідження, забезпечення динамічної стійкості замкненої системи у всіх експлуатаційних режимах при повному складі збурень на основі розрахунків областей стійкості та моделювання збуреного руху на ЕОМ.

5. Порівняння з результатами льотно-конструкторських випробувань та внесення необхідних корективів в динамічну схему об'єкта.

Розглянемо деякі особливості об'єктів дослідження. На рис. 1.1. ми бачимо радянську РН «Восток», яка 12 квітня 1961 р. вивела на околотериторію орбіту перший в світі пілотуємий космічний корабель з льотчиком-космонавтом СРСР Юрієм Гагарінім на борту. Ця РН забезпечила в майбутньому запуск декількох вітчизняних пілотуємих об'єктів.



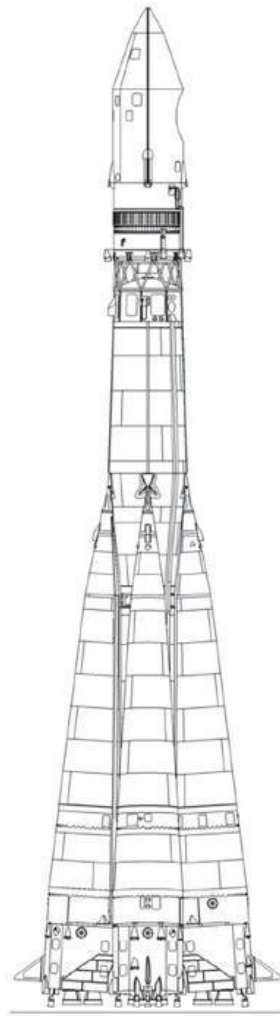


Рис.1.1. Треступенева ракета-носій «Восток»

Характерною особливістю РН «Восток» є пакетна компоновка першого ступеню (центральный блок та чотири бокових, що мають окремі рухові установки). На старті відбувається одночасно запуск центральних та бокових блоків. Друга ступінь, що продовжує політ після відокремлення бокових блоків, має тандемну компоновку (друга та треті ступені розташовані послідовно). Виконавчими елементами системи стабілізації є спеціальні керуючі двигуни.

На рис. 1.2 зображена американська РН «Сатурн-5» комплексу «Сатурн-Аполон». Ця рідинна ракета забезпечила виконання програми пілотованих польотів до Місяця. РН має тандемну компоновку трьох ступенів. Однією з її особливостей є використання маршевих двигунів задля керування в площинах тангажа та ролування, а також використання криогенного палива (рідкий кисень та рідкий водень).

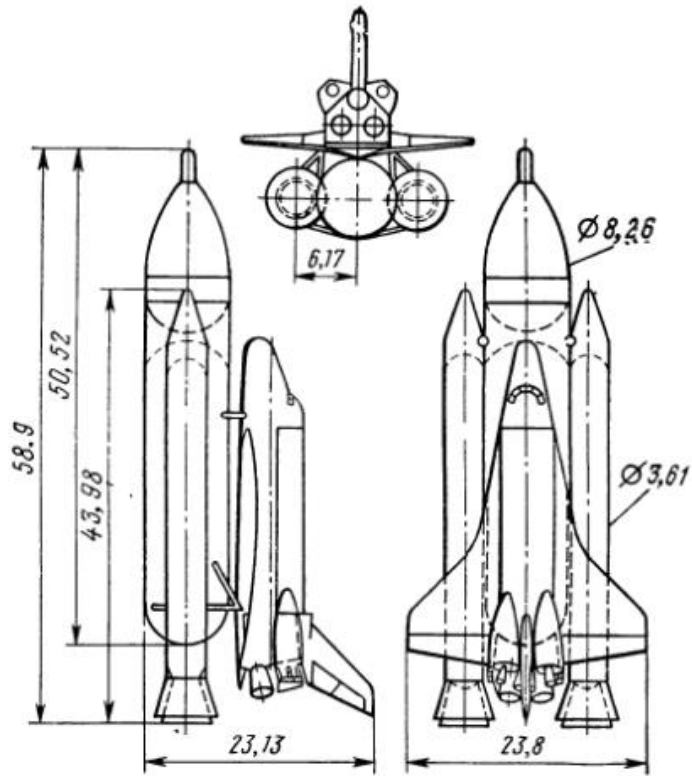


Рис.1.2 Загальний вигляд ОЛ з ЗТБ

На рис.1.3 приведена американська РН «Сатурн-1В», яка є модифікацією РН «Сатурн-1». Обидві мають пакетну компоновку, але РН «Сатурн-1В» використовується для виведення на околоземну орбіту пілотованих кораблів «Аполон» без місячної кабіни.

Типова траєкторія виведення на орбіту об'єктів, представлених на рис.1.1-1.3, зображена на схемі, де ми бачимо як активні так і пасивні частини польота усіх ступенів.

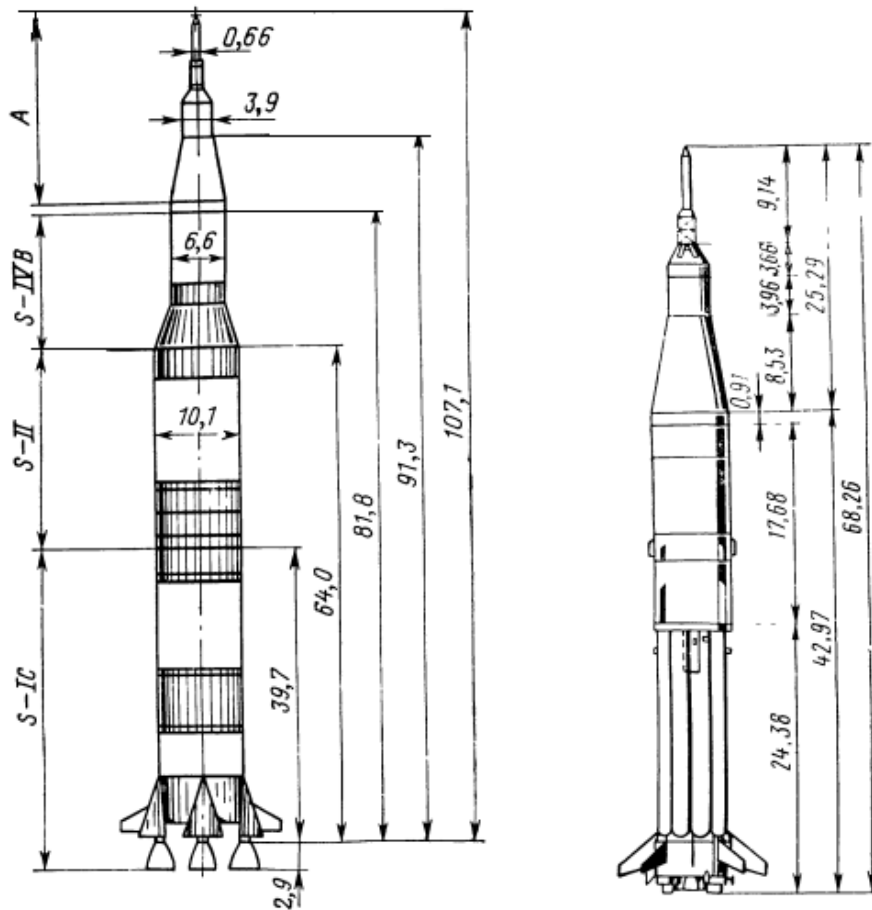


Рис 1.3. Американська РН «Сатурн-5»

Також ми можемо спостерігати за схематичним зображенням траєкторії зниження останнього крилатого ступеню після сходу з геоцентричної орбіти під впливом гальмового імпульсу.

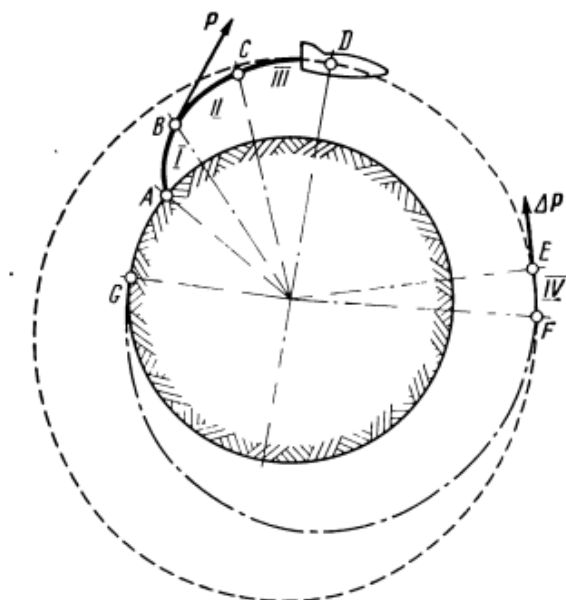


Рис. 1.4. Схема виведення орбітального космічного апарата I, II, III — траєкторії першої, другої та третьої ступені РН (P — тяга ЖРД); IV — траєкторія КА на відрізку тормозної двинуової (AP — її тяга)

Існує глибока аналогія між формами нестійкості та такими класичними її типами, як згинально-крутильний флатер крила літака, згинально-рульовий флатер

фюзеляжа тощо. Всі ці явища об'єднують між собою наявність неконсервативних як збуджуючих (підйомна сила крила або оперіння, тяга маршевого або керуючих РРД тощо), так і дисипативних сил (аеродинамічні демпфіруючі сили, сили тертя рідини з стінками бака тощо), а також декілька ступенів свободи у системи об'єкт – регулятор. У прикладах, що наводились вище, це згиб та кручення крила, згиб фюзеляжа та відхилення руля висоти, поворот навколо осі амортизаційної стійки носового колеса та бокове зміщення пневматика, волнові рухи на поверхні рідини в баках окислювача та пального та плаский рух корпусу ракети як твердого тіла, згуб або кручення корпусу та відповідне відхилення маршевих та керуючих двигунів, прокольні деформації корпусу та переміщення рідини у паливних магістралях.

Наявність додаткових ступенів свободи сприяє формуванню в замкнутій системі зв'язків, що забезпечують перетин енергії двигуна в коливання корпусу та його елементів. Якщо роота збуджуючих сил за період коливань перевищує роботу дисипативних сил, то утворюється таке явище, як динамічна нестійкість. Це явище для об'єктів ракетно-космічної техніки не менш небезпечно, ніж для об'єктів авіаційної техніки, тому що несприятливо, а іноді катастрофічно впливає на функціонування бортової апаратури, роботу спроможності екіпажа та міцності конструкції, навіть якщо в системі встановиться граничний цикл з обмеженими амплітудами коливань всіх об'єднаних координат.

На рис.1.5 показано типове зміння деяких характерних параметрів (норрисьна та бокова перевантаження в одному з перетинів корпусу) при з'явленні динамічної нестійкості РН на частотах власних коливань рідини в одному з баків на частотах поперечних або поздовжніх коливань корпусу.

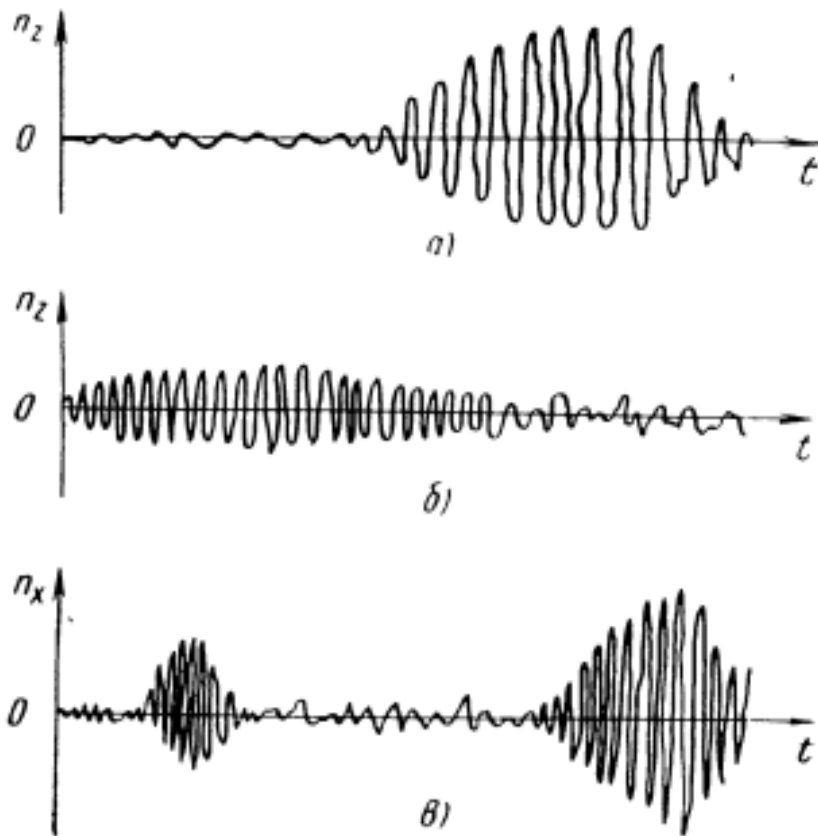


Рис 1.5. Динамічна нестійкість

На рис. 1.5 приведені реальні записи телеметрії на американських РН «Сатурн-1» та «Сатурн-5». В першому випадку спостерігається динамічна нестійкість в каналі крена, пов'язана з рухливістю пального в бокових блоках першого ступеню, маючого пакетну конструкцію. У другому випадку має місце нестійкість поздовжніх коливань в кінці активної ділянки першого ступеню (явище POGO за американською термінологією).

У всіх цих випадках система динамічно нестійка на деяких ділянках території. Навіть така локальна нестійкість вкрай небажана. Зокрема, вона може бути безпосередньою причиною втрати стійкості, пов'язаною з перевищенням припустимих кутів прокачки гіперприборів, граничних кутів відхилення керуючих органів або влученням в область кавітації високооборотніх насосів РРД при коливаннях вхідного тиску компонентів палива.

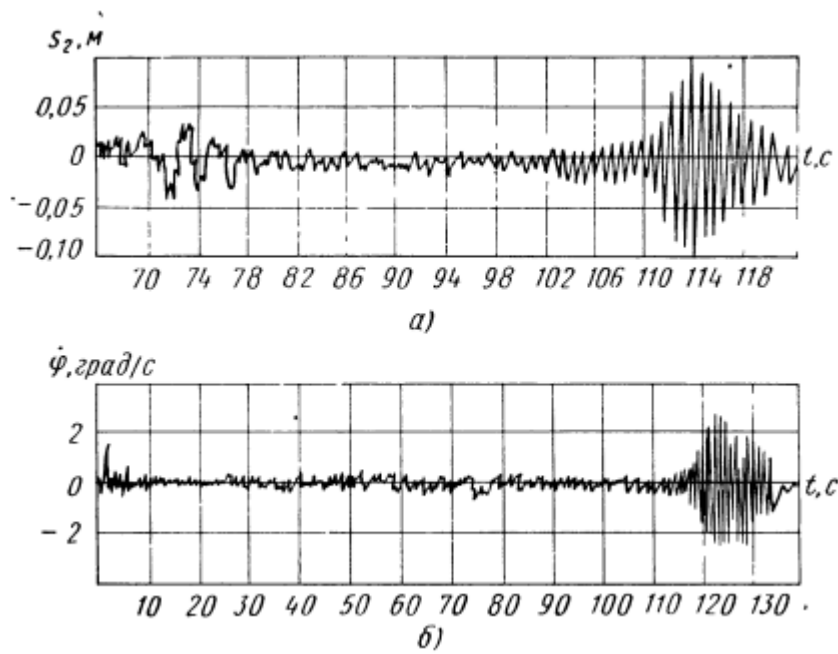


Рис 1.6. Динамічна нестійкість по крену першої ступені ракети-носія «Сатурн-1», зв'язаною з рухливістю рідини.

## **РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ РУХУ ОРБІТАЛЬНОГО ЛІТАКА І З ЗОВНІШНІМ ПАЛИВНИМ БАКОМ З УРАХУВАННЯМ РУХЛИВОСТІ РІДКОГО ПАЛИВА І ПРУЖНОСТІ КОНСТРУКЦІЇ**

Успішне використання сучасних літальних апаратів може бути забезпечено тільки за допомогою автоматичних систем керування і стабілізації. При виборі схем і параметрів подібних систем величезне значення мають характеристики самого літального апарату як об'єкту керування.

### **Компонувальна схема і характеристики орбітального літака із зовнішнім паливним баком**

У роботі розглядається орбітальний літак із зовнішнім паливним баком (ОЛ з ЗПБ), який є одним з основних елементів повітряно-космічного комплексу (ПКК). Специфічні завдання управління ПКК, що виникають при виведенні ОС на задану орбіту, висувають на перший план проблему створення високоточних і завадостійких систем управління польотом. З усіх етапів польоту ПКК, як один з відповідальних, може бути виділений етап, що починається після відділення ОЛ з ЗПБ від літака-носія (ЛН) і закінчується виведенням ОЛ з ЗПБ в задану точку навколосемного простору з параметрами траєкторії, що відповідають польоту на деякій проміжній еліптичній орбіті.

Особливістю цього етапу є те, що окрім жорстких вимог, що накладаються на точність приведення ОЛ з ЗПБ в заданий кінцевий стан, необхідно досягти високої якості керування за багатьма показниками задоволення різним обмеженням упродовж усього польоту. Процес повинен будуватися так, щоб забезпечити максимум масу корисного навантаження ОС, що виводиться.

Старт зв'язки ОЛ з ЗПБ з літака-носія здійснюється з набору висоти при  $\theta = 18,3^\circ$  і з енергійним маневром за кутом атаки. Типова траєкторія виведення ОЛ з ЗПБ на орбіту штучного супутника Землі приведена на рис.1.4. Керування і стабілізація зв'язки здійснюється двома поворотними рідинними реактивними двигунами (РРД) НК-45 з тягою  $P=120t$  і двома

корисими РРД тягою  $P=30t$  зі швидкодіючим приводом поворотних сопел, розташованих на ОЛ. Враховуючи те, що два РРД зі швидкодіючими приводами відхиляються синхронно в поздовжньому і бічному каналах і мають різні відмінності в координатах установки, в подальших розрахунках умовно замінимо

їх одним двигуном з тягою  $P=60m$ . На рис.2.1 зрисьовані компоувальна схема ракети з рідиною та Рис 2.2 ОЛ із ЗПБ і координати деяких характерних перетинів.

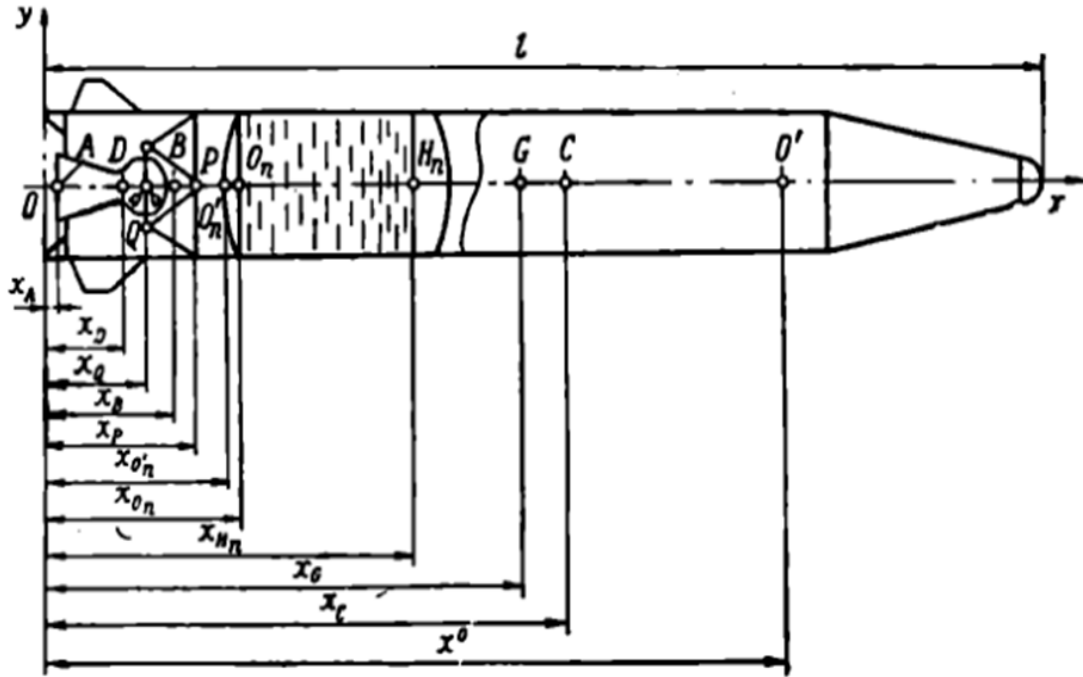


Рис 2.1 Компоувальна схема ракети з рідиною і координати деяких характерних перерізів корпусу.

а) двигун з номером  $i$ ;

$x_{Ai}$  - координата зрізу сопла;

$x_{Qi}$  - координата осі карданного підвісу;

$x_{Di}$ ,  $y_{Di}$ ,  $z_{Di}$  - координата центру мас;

$\varphi_{Di}$ ,  $\phi_{Di}$  - кути установки в подовжньому і бічному каналах;

$\delta_{Di}$ ,  $\delta'_{Di}$  - відхилення поворотної частини сопла, що управляє, в подовжньому і бічному каналах;

б) бак з номером  $n$  (нумерація у напрямі осі  $Ox$ ):

$x_{Hn}$  - рівень палива;

в) об'єкт в цілому:

$x_{Tn}$ ,  $x_T$  -- початковий і поточний центр тяжіння;

$x^\circ$  - датчики автомата стабілізації, розташовані на гіростабілізованій платформі.



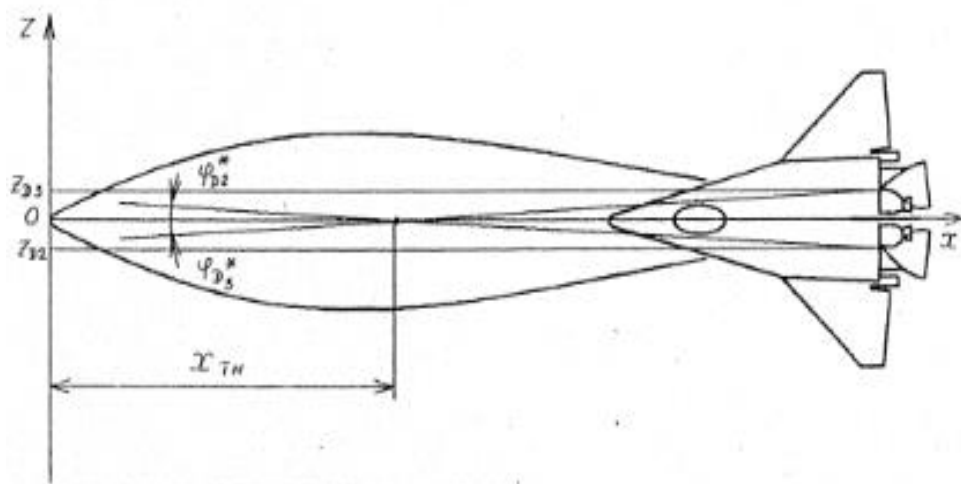
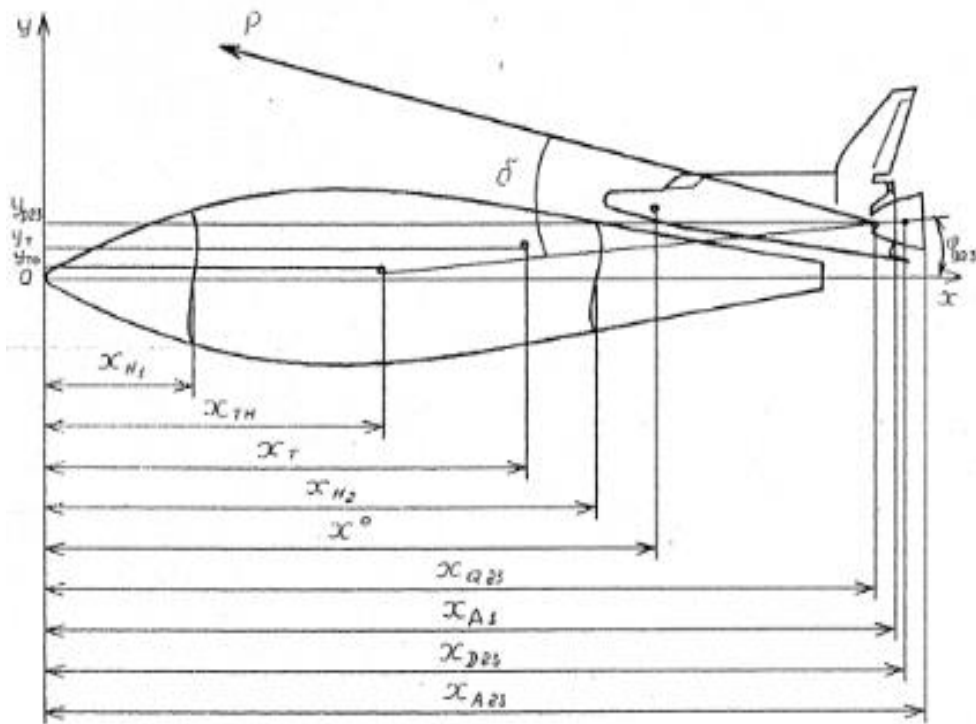


Рис.2.2 Компонувальна схема ОЛ із ЗПБ і координати деяких характерних перерізів

Аеродинамічні коефіцієнти, що характеризують повздовжній рух ОЛ з ЗПБ на усіх режимах польоту характеризуються нелінійністю за кутом атаки та числом  $M$  (рис. 2.3.).

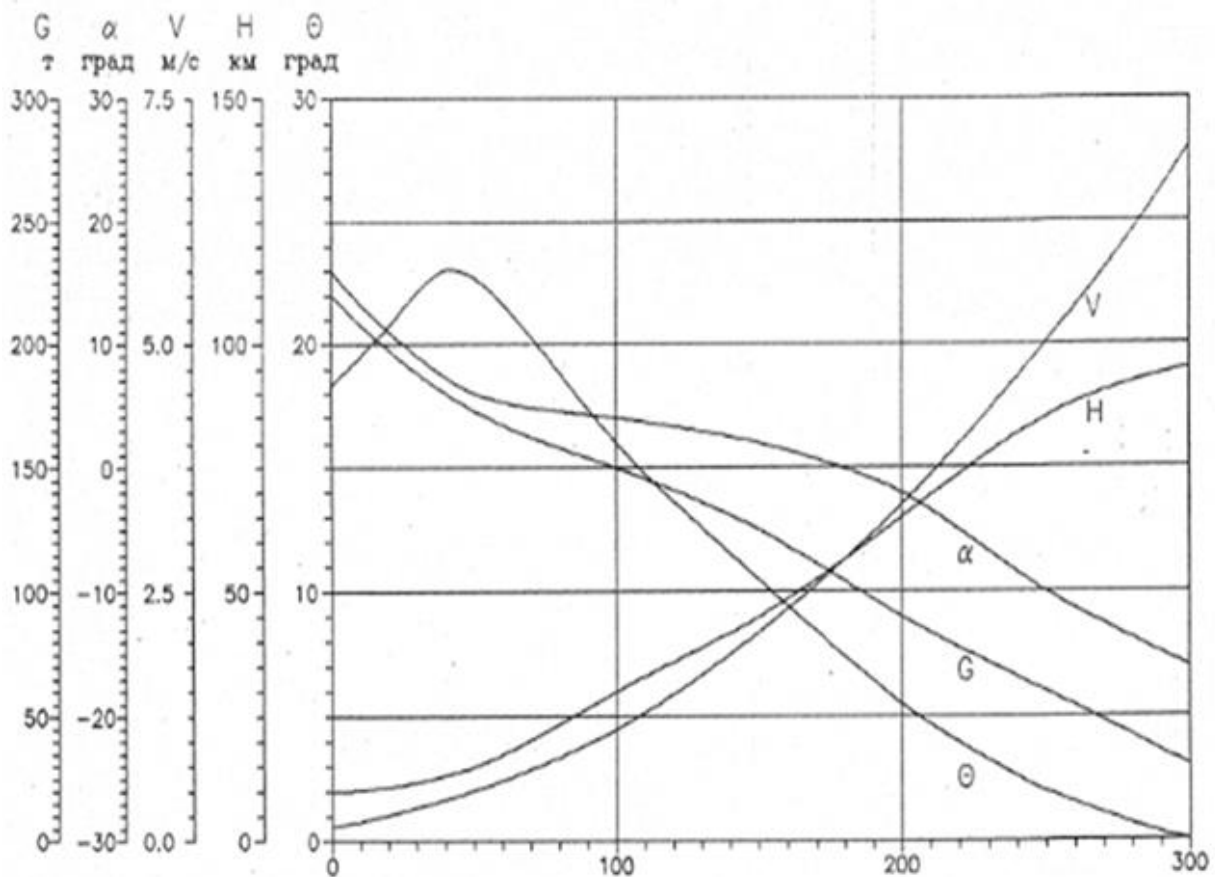


Рис.2.3. Аеродинамічні коефіцієнти, що характеризують повздовжній рух ОЛ з ЗПБ.

Аналіз характеристик  $m_z(a, M)$  показує, що на режимах польоту  $a = a_{\text{траект}}, M = 0,6 + 1,0$  зв'язка статично стійка. Коефіцієнт статичної стійкості по куту атаки  $m_z^a$  змінюється в дуже широкому діапазоні:  $m_z^a = (-0,0001 \pm 0,01)1/\text{град}$ . На режимах польоту  $a = a_{\text{траект}}, M > 1,1$  зв'язка ОЛ з ЗПБ статично нестійка  $m_z^a = (0,002 \pm 0,01)1/\text{град}$ .

Ступінь повздовжньої статичної стійкості за перевантаженням складає:

$$m_z^{cy} = \{-0,11 + -0,78 \quad \text{при } M < 1,1 \quad 0,014 + 0,278 \quad \text{при } M > 1,1$$

Власна частота і коефіцієнт відносного демпфування ОЛ з ЗПБ приведені на рис. 2.4.

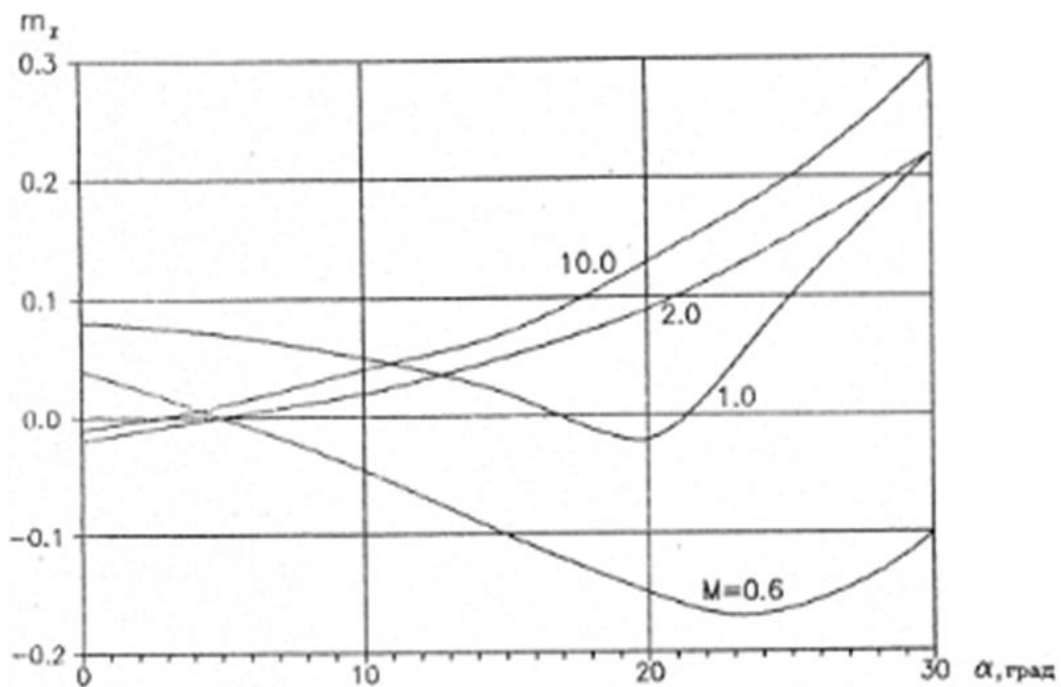


Рис 2.4. Власна частота і коефіцієнт відносного демпфування ОЛ з ЗПБ  
 Власна частота і коефіцієнт відносного демпфування ОЛ з ЗПБ приведені на  
 рис. 2.5.

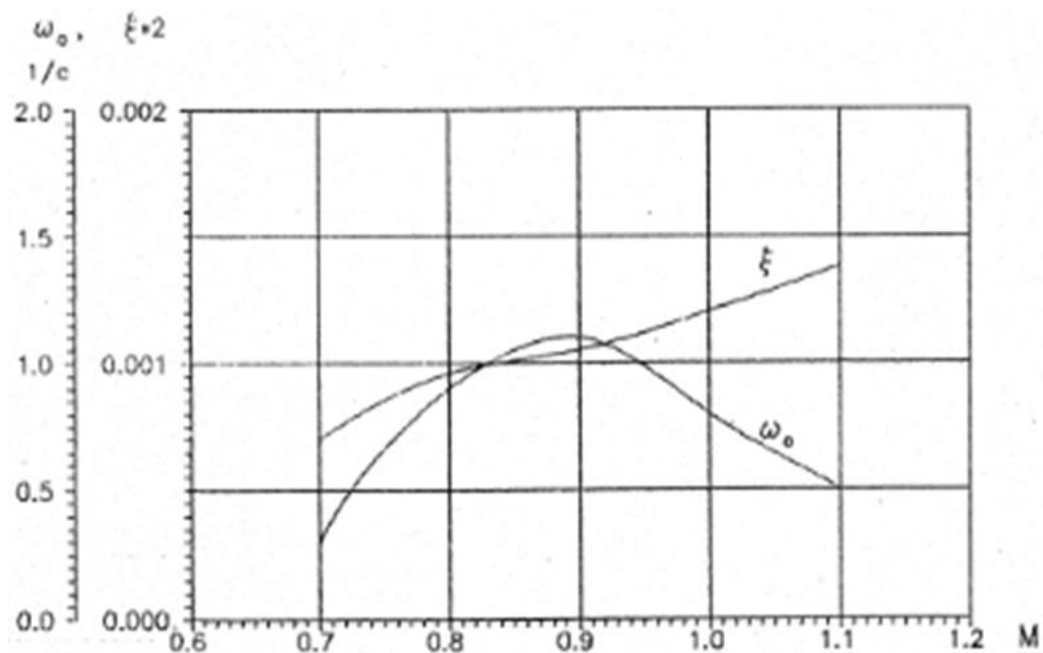


Рис 2.5 Власна частота і коефіцієнт відносного демпфування ОЛ з ЗПБ  
 Аналіз стійкості ОЛ з ЗПБ на ділянці виведення при балансуванні та  
 керуванні трьома двигунами, проведений на жорсткій моделі, показав можливість  
 побудови контура забезпечення стійкості і керованості (КЗСК) в повздовжньому  
 русі з якістю перехідних процесів  $\xi \geq 0,4$  в діапазоні власних частот ОЛ з ЗПБ +  
 КЗСК  $f \leq 0,17 + 1,77$  Гц.

Розглянемо деякі принципові особливості ОЛ з ЗПБ, що накладають відбиток  
 на динамічні властивості замкнутої системи корпус - рідина - автомат стабілізації  
 – рухова установка.

1. Наявність на борту значних мас рідкого палива (до 85-90% спільної маси), що мають вільні поверхні.

2. Пружність корпусу в цілому, що є складною просторовою тонкостінною конструкцією, і окремих його елементів.

3. Нестационарність руху на активній ділянці траєкторії, що виражається значною зміною маси, моментів інерції, а також швидкості польоту, швидкісного натиску, числа  $M$  і як наслідок – різкою зміною збурюючих дій.

4. Специфічний характер істинного руху на активній ділянці, що носить характер рисих коливань відносно деякого програмного руху; частоти цих коливань такі, що параметри програмного руху ризо змінюються впродовж найбільшого з характерних періодів.

5. Наявність системи управління, прагнучої знищити неузгодження між істинним і програмним положенням об'єкту стабілізації так що відповідні кінематичні параметри, характеризуючі ці неузгодження, завжди залишаються рисими величинами.

6. Невелика кількість керуючих та аеродинамічних сил, пов'язаних з реалізацією програмного руху, в порівнянні з тягою маршевих двигунів.

7. Фільтрація автоматом стабілізації і рухової установки з високим коефіцієнтом пригнічення гармонійних збурень, що поступають на входи (кутові переміщення корпусу), починаючи з деякої характерної частоти.

8. Наявність однієї загальної площини геометричної і масової симетрії об'єкту.

Механічна система, що відповідає ОЛ з ЗПБ, у свою чергу характеризується деякими специфічними особливостями, спільними для усіх об'єктів цього класу. Найважливішими з них є наступні:

1. Принципова неконсервативність через наявність автомата стабілізації і рухової установки, а також дисипативних сил.

2. Наявність великого числа додаткових ступенів свободи, обумовлених пружністю корпусу і рухливістю рідини у баках.

3. Можливість появи різноманітних форм динамічної нестійкості, в першу чергу в околиці частот власних коливань рідини у баках і пружних коливань корпусу.

4. Негрубість системи в динамічному сенсі, тобто вміння її різко змінювати динамічні властивості (перехід від стійкості до нестійкості) при різних варіаціях параметрів.

5. Змінність коефіцієнтів рівнянь збуреного руху системи, а також їх правих частин, що вносить деяку невизначенність у розрахунку стійкості.

До порівняно недавнього часу при компонуванні автоматичних систем літальний апарат розглядався як абсолютно тверде тіло. Проте практика проектування і льотних випробувань сучасних апаратів показує, що це абсолютно недостатньо. Найяскравіше це проявилось при відпрацюванні рідинних ракет та ракет-носіїв космічних апаратів. Як правило, такі об'єкти аеродинамічно нестійкі і для їх стабілізації автоматична система повинна мати великий коефіцієнт посилення, а отже, і широку смугу частот пропускання. У цій області частот виявляються частоти коливань рідкого палива у баках і нижчі власні частоти пружних коливань корпусу. Для забезпечення стійкості руху такого апарату до характеристики системи стабілізації пред'являються специфічні вимоги. Тому комплекс рівнянь збуреного руху ОЛ з ЗПБ разом з класичними рівняннями руху твердого тіла повинен вмістити в собі рівняння коливань палива у баках і рівняння пружних коливань конструкції.

В той же час облік додаткових ступенів свободи рідини і пружності зводиться до рішення досить складних крайових завдань математичної фізики. В результаті виникають серйозні труднощі, пов'язані як із створенням адекватних динамічних моделей і описом їх на математичній мові, так і з подальшими дослідженнями, виходячи з цих моделей, динамічних властивостей об'єктів.

## **РОЗДІЛ 3. РІВНЯННЯ ЗБУРЕНОГО РУХУ СИСТЕМИ ПРУЖНИЙ ОЛ З ЗПБ – РІДКЕ ПАЛИВО**

Правильний опис збуреного руху ОЛ з ЗПБ з урахуванням нежорсткості корпусу і рухливості рідкого палива на мові диференціальних рівнянь вимагає складання такої математичної моделі, яка б відбивала головні особливості фізичною реальності і в той же час була доступною для дослідження.

Перш ніж перейти до рівняння збуреного руху, сформулюємо деякі додаткові допущення.

При аналізі коливань вільної поверхні рідини розглядатимемо антисиметричні форми, враховуючи лише перші з них. Це припущення приймаємо виходячи з результатів експериментальних досліджень, згідно з якими антисиметричні коливання, що відповідають першій формі, грають домінуючу роль у формуванні поперечних сил і моментів.

В'язкість компонентів палива можна вважати дуже рисою.

Більш складним є питання про взаємодію пружнодеформуючого корпусу з набігаючим потоком, що входить в комплекс питань проблем аеропружності. Тут є дві основних труднощі - нестационарність процесу і складний характер деформації обтічних поверхонь.

Прийнята нині концепція ґрунтована на гіпотезі стаціонарності і гіпотезі плоских перерізів, обґрунтованій, взагалі кажучи, тільки для великих надзвукових швидкостей. У світлі цієї концепції погонні поперечні аеродинамічні сили, що діють на корпус, що пружно деформується, вважаються пропорційними до місцевого кута атаки, причому коефіцієнт пропорційності визначається для недеформованого корпусу, а кут атаки - по місцевій абсолютній швидкості перерізу.

Особливість складних систем із слабодемпфованими складовими коливань полягає в тому, що їх динаміка описується декількома типами диференціальних рівнянь. Без урахування слабодемпфованих складових (рідке паливо, пружний корпус) динаміка ОЛ з ЗПБ описується системою нелінійних диференціальних рівнянь (НДР). Пружна оболонка, навантажена тиском рідини, описується системою рівнянь в приватних похідних (РПП).

Такі системи, що складаються з НДР та РПП, називають гібридними. Використання гібридної системи рівнянь при дослідженні властивостей руху, а також при проектуванні системи управління практично неможливо із-за складності математичного апарату і громіздкості обчислень. Якщо останні і були б призведені, то в отриманих результатах було б важко виявити сенс фізичних явищ. Інтеграція гібридної системи рива б сенс тільки на кінцевому етапі проектування для перевірки прийнятих гіпотез і правильності вибраних параметрів налаштувань системи керування на прикладі окремих випадків початкових даних. Застосування розроблених методів теорії автоматичного регулювання потребує, щоб рух керованого об'єкту описувався звичайними диференціальними рівняннями (ЗДР).

Тому загальним підходом до складання динамічної схеми об'єкту з елементами, що деформуються, являються різні методи дискретизації і неминучі апроксимації в цілях спрощення математичної моделі.

Нехай дана конструкція схильна до дії зовнішніх розподілених  $f(x, t)$  та зосереджених сил  $Y_k(y)$  і моментів  $M_k(t)$ . Застосовуючи метод Галеркіна і виділяючи явним чином рівняння руху еквівалентного стержня як жорсткого тіла, отримаємо наступну систему рівнянь :

$$\begin{aligned} (m^0 + m)\ddot{y} + \sum_{n=1}^{\infty} \lambda_n \dot{s}_n &= P_y; \\ (I^0 + I)\ddot{\theta} + \sum_{n=1}^{\infty} \lambda_{0n} \dot{s}_n &= M_z; \\ a_j(\ddot{q}_j + \sigma_j^2 q_j) + \sum_{n=1}^{\infty} \lambda_{jn} \dot{s}_n &= Q_j; \\ M_n(\ddot{s}_n + \omega_n^2 s_n) + \lambda_n \ddot{y} + \lambda_{0n} \ddot{\theta} + \sum_{j=1}^{\infty} \lambda_{jn} \ddot{q}_j &= 0, \end{aligned} \quad (3.1)$$

Де

$$\begin{aligned} P_y &= \int_0^l f(x, t) dx + \sum_{k=1}^v Y_k(t); \\ M_z &= - \int_0^l f(x, t)(x - x_G) dx + \sum_{k=1}^v [M_k(t) - (x_k - x)Y_k(t)]; \\ Q_j &= \int_0^l f(x, t)n_j(x) dx + \sum_{k=1}^v [n_j(x_k)Y_k(t) - \eta_j(x_k)M_k(t)]; \end{aligned} \quad (3.2)$$

$$\begin{aligned}
a_j &= \int_0^l [\mu^0(x) + \mu(x)] \eta_j^2(x) dx; \\
\lambda_{jn} &= \lambda_n [\eta_j(x_{Hn}) + \dot{c}_n \dot{\eta}_n(x_{Hn})]; \\
\dot{c}_n &= c_n - x_{Hn} \\
x_G &= x_T + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\Omega_n}{m^0 + m};
\end{aligned}
\tag{3.3}$$

$l$  - довжина оболонки;

$n_j, \dot{\eta}_j$  - форма коливань і розворот перерізу стержня по  $j$ -му тону відповідно;

$m^0, m$  - маса оболонки і рідини відповідно;

$\mu^0(x), \mu(x)$  - погонна маса оболонки і рідини;

$I^0 + I$  - момент інерції оболонки і рідини;

$\Omega_n$  - метацентричний момент;

$x_T$  - координата центру мас оболонки з "затверділою" рідиною;

$x_G$  - координата метacentру;

$x_{Hn}$  - координата вільної поверхні рідини в  $n$ -ом баці;

$x_k$  - координати додатка зосереджених сил і моментів.

Найбільш строгим способом перетворення УЧП теорій пружності і гідродинаміки в ЗДР є метод Галеркіна.

Систему ЗДР, що описує, ОЛ з ЗПБ як жорстке тіло, розкладають в ряд Тейлора в околиці узагальнених координат, що відповідають незбуреному руху і нехтують членами другого і більш високого порядку незначної кількості.

Розглянемо це перетворення.

Враховуючи несуттєві значення кутів атаки  $\alpha$  і ковзання  $\beta$ , а також кутів установки  $\varphi_{Di}, \dot{\varphi}_{Di}$  та керуючих відхилень  $\delta_{Di}, \dot{\delta}_{Di}$  РРД, запишемо рівняння динаміки ОЛ з ЗПБ в проєкціях на осі пов'язаної системи координат  $Oxyz$ .

Рух центру мас об'єкту без урахування коливань конструкції можна описати рівняннями виду:

$$m \left( \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) = mg_x + \sum_{i=1}^3 P_i - \frac{1}{2} C_x \rho S_{\Phi} (V_x - V_{bx});$$



$$m \left( \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) = mg_y + \sum_{i=1}^3 P_i (\varphi_{Di} + \delta_{Di}) - \frac{1}{2} (C_x + C_y) * \rho S_{\Phi} (V_x - V_{bx}) (V_y - V_{by}) + F_{ky}^{wz} \omega_z; \quad (3.4)$$

$$m \left( \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = mg_z + \sum_{i=1}^3 P_i (\varphi_{Di} + \delta_{Di}) - \frac{1}{2} (C_x + C_z) * \rho S_{\Phi} (V_x - V_{bx}) (V_z - V_{bz}) + F_{kz}^{wy} \omega_y;$$

Де

$$F_{ky}^{wz} = 2 \sum_{i=1}^3 \sum_{n=1}^2 \mu_{in} (x_{Ai} - x_{Hn}); \quad (3.5)$$

$$F_{kz}^{wy} = 2 \sum_{i=1}^3 \sum_{n=1}^2 \mu_{in} (x_{Ai} - x_{Hn}); \quad (3.6)$$

До рівнянь(3.4) необхідно додати рівняння, що описує витрату маси за секунду:

$$\dot{m} = -\mu = \sum_{i=1}^3 \sum_{n=1}^2 \mu_{in};$$

У рівняннях (3.4) -(3.6) введені наступні позначення:

$V_x, V_z, V_y$  - складові швидкості руху ОЛ з ЗПБ;

$V_{bx}, V_{bz}, V_{by}$ - складові швидкості вітру;

$\omega_y, \omega_x, \omega_z$  - складові кутових швидкостей;

$g_z, g_x, g_y$  - проекції прискорення вільного падіння на осі пов'язаної системи координат;

$F_{kz}^{wy}, F_{ky}^{wz}$ - похідні від кориолісових сил за кутовими швидкостями;

$\mu_{in}$  - секундна масова витрата палива  $i$ -м двигуном з  $n$ -го відсіку ЗПБ.

$C_x$  - коефіцієнт лобового опору ОЛ з ЗПБ;

$C_y$ - похідна від коефіцієнта підйомної сили за кутом  $\alpha$ ;

$C_z$ - похідна від коефіцієнта бокової сили за кутом  $\beta$ ;

$m$ - поточна маса ОЛ з ЗПБ;

$P_i$ - тяга  $t$ -го РРД;

$\rho$  - щільність повітря;

$S_{\Phi}$ - площа миделевого перерізу ОЛ з ЗПБ;

Аналогічно (3.4) рівняння динаміки ОЛ з ЗПБ відносно центру мас в проекції на пов'язану систему координат будуть:

$$\begin{aligned}
I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z &= \\
&= M_x^{wx}\omega_x - \frac{1}{2}(C_x + C_z^\beta)\rho S_\Phi * (V_x - V_{bx})(V_x - V_{bz})(y_D - y_T) \\
&\quad + P_1(y_T - y_{D1})\delta_{D1} + P_2(y_T - y_{D2})\delta_{D2} - P_3 z_{D3}\delta_{D3+} + P_3(y_T - y_{D3})\delta_{D3}; \\
I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x &= \\
&= M_y^{wy}\omega_y + M_{ky}^{wy}\omega_y - \frac{1}{2}(C_x + C_z^\beta) * \\
&\quad * \rho S_\Phi (V_x - V_{bx})(V_z - V_{bz})(x_D - x_T) + \sum_{i=1}^2 \blacksquare P_i l_{Qi} * (\varphi_{D3} - \varphi_{\text{бали}}) \\
&\quad + \sum_{i=1}^2 \blacksquare P_i (l_{Qi} + x_{Di} - x_{Qi})\delta_{Di} - P_3 l_{Q3} (\varphi_{D3} - \varphi_{\text{бали}}) \\
&\quad - P_3 (l_{Q3} + x_{D3} - x_{Q3})\delta_{D3}; \\
I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y &= \\
&= M_z^{wz}\omega_z + M_{kz}^{wz}\omega_z - \frac{1}{2}(C_x + C_y^\alpha) * \\
&\quad * \rho S_\Phi (V_x - V_{bx})(V_y - V_{by})(x_D - x_T) - \sum_{i=1}^2 \blacksquare P_i l_{Qi} * (\varphi_{D3} - \varphi_{\text{бали}}) \\
&\quad - \sum_{i=1}^2 \blacksquare P_i (l_{Qi} + x_{Di} - x_{Qi})\delta_{Di}; \quad (3.7)
\end{aligned}$$

Де

$$\varphi_{\text{бали}} = \left( \frac{z_{Qi}}{l_{Qi}} \right); \quad (3.8)$$

$$\dot{\varphi}_{\text{бали}} = \left( \frac{y_T - y_{Qi}}{l_{Qi}} \right); \quad (3.9)$$

$$l_{Qi} = \sqrt{(x_{Qi} - x_T)^2 + (y_{Qi} - y_T)^2 + z_{Qi}^2}; \quad (3.10)$$

$$l_{Qi} = \sqrt{(x_{Qi} - x_T)^2 + (y_{Qi} - y_T)^2}; \quad (3.11)$$

$$M_{ky}^{wy}\omega_y = M_{kz}^{wz}\omega_z = - \sum_{i=1}^3 \blacksquare \sum_{n=1}^2 \blacksquare \mu_{in} [(x_{Ai} - x_T)^2 - (x_{Hn} - x_T)^2]; \quad (3.12)$$

$$M_x^{wx} = \frac{1}{2} m_x^{wx} \rho V_x S_\Phi d^2; \quad (3.13)$$

$$M_y^{wy} = \frac{1}{2} m_y^{wy} \rho V_x S_\Phi d^2; \quad (3.14)$$

$$M_z^{wz} = \frac{1}{2} m_z^{wz} \rho V_x S_\Phi d^2; \quad (3.15)$$

У формулах(3.7) -(3.15) позначено:

$I_y, I_x, I_z$  – моменти інерції ОЛ з ЗПБ відносно вісей;

$M_z^{wz}, M_y^{wy}, M_x^{wx}$  - похідні від демпфуючих моментів;

$m_z^{wz}, m_y^{wy}, m_x^{wx}$  - коефіцієнти демпфуючих моментів;

$M_{ky}^{wy}, M_{kz}^{wz}$  - похідні від кориолісових моментів;

$l_{Qi}$  - відстань від осі карданного підвісу  $i$ -го РРД до поточного положення центру мас;

$\varphi_{\text{бали}}, \dot{\varphi}_{\text{бали}}$  - балансує відхилення  $i$ -го РРД в повздовжньому і бічному каналах;

$x_D, y_D$  - координати центру тиску;

$d$  - характерний розмір діаметру ЗПБ;

$L$  – характерний лінійний розмір (довжина фюзеляжу).

Здійснимо лінеаризацію рівнянь (3.4) -(3.15) в околиці значень узагальнених координат, що відповідають незбуреному руху.

Надалі ототожнюватимемо незбурений рух із програмним рухом. Умовимося називати програмним такий рух об'єкту, при якому його корпус не деформується, а повздовжня вісь в кожен момент часу займає положення, відповідне заданій програмі. Припишемо цьому руху властивості, типові для об'єктів даного класу.

1. Траєкторія програмного руху по відношенню до інерціальної системи координат, що зберігається на борту за допомогою виставленої до моменту  $t=0$  гіростабілізованої платформи, - плоска крива.

2. Кут атаки і кут відхилення маршевих двигунів в програмному русі рисі, а вектор прискорення поля масових сил  $f$  образує рисий кут з повздовжньою віссю ОЛ з ЗПБ (останнє виходить з прийнятого вище допущення про незначність в порівнянні з сумарною тягою маршевих двигунів керуючих аеродинамічних сил).

3. Кутова швидкість програмного розвороту подовжньої осі об'єкту в площині стабілізації відносно інерціальної системи координат, а отже, і кутова швидкість повороту вектора  $f$  - рисі величини, як і відповідні прискорення.

4. Вільна поверхня рідини в кожному з баків уявляє собою площину, перпендикулярну вектору  $f$ ; відносна швидкість її переміщення у напрямі поздовжньої осі об'єкту обумовлена тільки виробленням палива і є рисою величиною.

5. Кут між геоцентричними радіусами-векторами початкової і кінцевої точок траєкторії активної ділянки рисий в порівнянні з  $2\pi$ .

6. Кут тангажа і масову секундну витрату палива можна вважати рівними в кожен момент часу що відповідає програмним значенням, а рівняння руху ОЛ з ЗПБ - як тіла змінної маси замінити спрощеними рівняннями руху матеріальної точки, співпадаючої з метацентром системи корпус - рідина.

Перехід в рівняння руху ОЛ з ЗПБ як жорсткого тіла від центру мас до метацентру потрібний, оскільки при цьому значно спрощуються рівняння динаміки рідкого палива в рухливих площинах.

Під збуреним розумітимемо рух, що характеризується різницями між узагальненими координатами істиного та незбуреного рухів. Припустимо, що ці різниці - рисі величини в тому сенсі, що можна нехтувати їх квадратами і більш високими степенями, а також квадратами і більш високими мірами відповідних похідних за часом.

Коливання рідини у баках і пружні коливання корпусу, що характеризуються узагальненими координатами  $s_n$  і  $q_f$ , вважатимемо рисими, причому  $|\dot{s}_n| \ll j$ , а початкове – рух рідини при  $t=0$  - безвихревим.

Усе сказане вище про особливості ОЛ з ЗПБ і властивості його незбуреного і збуреного руху дає основу для використання при описі останнього концепції еквівалентного пружного стержня. В даному випадку система стержнів, що схематизували корпус, виступає як об'єкт регулювання, причому при збуреному русі в площинах стабілізації роль регулятора грає автомат стабілізації.

В процесі розкладання в ряд Тейлора лівих частин повної системи рівнянь (3.4) -(3.15) руху ОЛ з ЗПБ як жорсткого тіла в околиці значень узагальнених координат, що відповідають незбуреному руху, і зневазі членами другого і більш високого порядку незначності по відношенню до координат  $\theta, \varphi, \gamma, u$  що є першими варіаціями узагальнених координат в незбуреному русі, рівняння динаміки розпадаються на три незалежні лінійні системи. Розглянемо одну з них, що

відповідає руху по тангажу, оскільки саме в цій площині відбувається найбільш інтенсивний маневр.

$$\begin{aligned} \ddot{y} + \dot{a}_{yy}\dot{y} + \dot{a}_{y\theta}\dot{\theta} + a_{y\theta}\theta + a_{y\delta}\delta_{Di} &= F_y; \\ \dot{\theta} + \dot{a}_{\theta y}\dot{y} + \dot{a}_{\theta\theta}\dot{\theta} + a_{\theta\theta}\theta + a_{\theta\delta}\delta_{Di} &= M_z; \end{aligned} \quad (3.16)$$

$$\text{Де } \underline{F_y} = \sum_{i=1}^3 \blacksquare \frac{P_i \varphi_{Di}}{m} + \frac{1}{2m} (C_x + C_y^\alpha) \rho S_\phi V_x V_{by}; \quad (3.17)$$

$$M_y = -\frac{1}{I_z} \sum_{i=1}^3 \blacksquare P_i l_{Qi} (\varphi_{Di} - \varphi_{\text{бали}}) + \frac{1}{21z} (C_x + C_y^\alpha) \rho S_\phi V_x V_{by} (x_D - x_G); \quad (3.18)$$

Коефіцієнти рівнянь 3.16 мають вид:

$$\begin{aligned} a_{yy} &= \frac{1}{2m} (C_x + C_y^\alpha) \rho S_\phi V_x V_{by}; \\ \dot{a}_{y\theta} &= \frac{2}{m} \sum_{i=1}^3 \blacksquare \sum_{n=1}^2 \blacksquare \mu_{in} (x_{Ai} - x_{Hn}); \\ a_{y\delta} &= \frac{1}{m} \sum_{i=1}^3 \blacksquare P_i; \\ \dot{a}_{\theta y} &= \frac{1}{21z} (C_x + C_y^\alpha) \rho S_\phi V_x (x_D - x_G); \\ \dot{a}_{\theta\theta} &= -\frac{1}{I_z} \left\{ \frac{1}{2} m_x^{wx} \rho V_x S_\phi L^2 - \sum_{i=1}^3 \blacksquare \sum_{n=1}^2 \blacksquare \mu_{in} [(x_{Ai} - x_G)^2 - (x_{Hn} - x_G)^2] \right\}; \\ a_{\theta\theta} &= \frac{1}{21z} (C_x + C_y^\alpha) \rho S_\phi V_x^2 (x_D - x_G); \\ a_{\theta\delta} &= -\frac{1}{I_z} \sum_{i=1}^3 \blacksquare P_i (l_{Qi} + x_{Di} - x_{Qi}); \end{aligned} \quad (3.19)$$

Для адекватного опису збуреного руху ОЛ з ЗПБ необхідно отримати вирази додаткових узагальнених сил, які пов'язані з аеродинамічними, кориолісовими, реактивними силами, прикладеними до корпусу, що пружно деформується, а також врахувати дисипацію енергії коливань.

На рис.3.1 схематично показана пружна вісь корпусу ЗПБ. Додатково введені наступні позначення:

$V$  - швидкість набігаючого потоку в незбуреному русі;

$V_x$  - абсолютна швидкість набігаючого потоку;

$u(x, t)$  - форма пружної лінії;

$a(x, t)$  - місцевий абсолютний кут атаки;

$f^{(a)}(x, t)$  - погонна норрисьна до пружної осі аеродинамічна сила;

$f^{(k)}(x, t)$  - погонна норрисьна до пружної осі кориолісова сила.

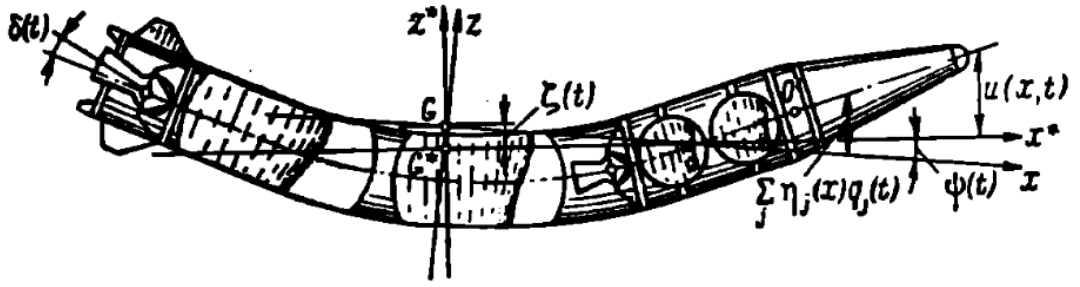


Рис 3.1. Схема деформації корпусу при збуреному русі

Аналогічним розподіленим навантаженням піддається і корпус орбітального літака.

Передбачається, що функція  $u(x, t)$  має вигляд Рис 3.2:

$$u(x, t) = y(t) - (x - x_G)\theta(t) + \sum_{j=1}^m n_j(x)q_j(t), \quad (3.20)$$

де  $m$  - число форм пружних поперечних коливань корпусу, а  $n_j(x)$  визначені з урахуванням маси і моментів інерції усіх двигунів при  $\delta=0$  та маси рідини у баках, магістралях і двигунах.

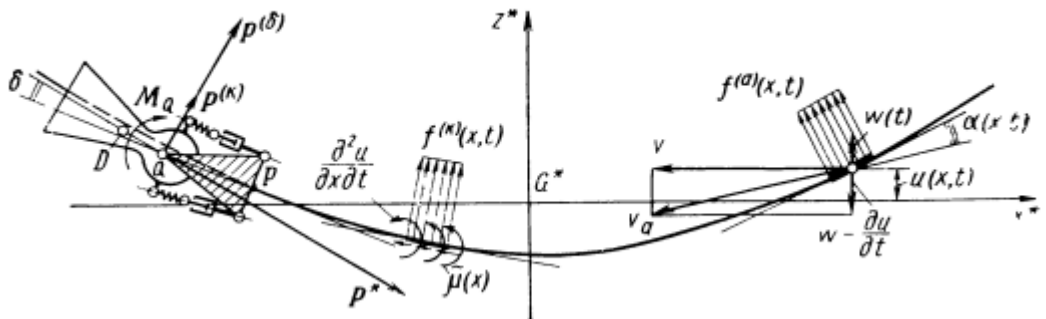


Рис 3.2 Сили які діють на корпус при поперечних деформаціях

У світлі гіпотез, сформульованих вище, погонна аеродинамічна сила пропорційна місцевому куту атаки

$$a(x, t) = \frac{du}{dx} - \frac{1}{V} \frac{du}{dt} + \frac{V_{by}}{V}$$

і швидкісному натиску, а погонна кориолісова сила - місцевій кутовій швидкості повороту перерізу

$$\omega(x, t) = \frac{d^2u}{dxdt}$$

і масовій секундній витраті рідини через переріз. Напрямок кориолісової сили відповідає повороту вектора відносної швидкості рідини (уздовж дотичної до пружної осі) на  $90^\circ$  проти переносної кутової швидкості  $\omega(x, t)$ .

Таким чином, вирази для  $f^{(a)}(x, t)$  і  $f^{(k)}(x, t)$  мають вигляд:

$$f^{(a)}(x, t) = \frac{dC_n^\alpha}{dx} \frac{\rho S_\Phi V^2}{2} a = \frac{dC_n^\alpha}{dx} q \left( \frac{du}{dx} - \frac{1}{V} \frac{du}{dt} + \frac{V_{by}}{V} \right); \quad (3.21)$$

$$f^{(k)}(x, t) = 2\tilde{\mu}(x) \frac{d^2u}{dxdt}$$

де  $\frac{dC_n^\alpha}{dx}$  — погонний градієнт норрисьної сили корпусу за кутом атаки

$$\tilde{\mu}(x) = \sum_{i=1}^3 \sigma_n(x) \mu_{in}; \quad (3.22)$$

$$\sigma_n(x) = 0 \text{ при } x < x_A \quad x > x_{Hn}$$

$$\sigma_n(x) = 1 \text{ при } x_A \leq x \leq x_{Hn};$$

Зважаючи на рисість кута нахилу дотичної до пружної лінії до осі  $O^*x^*$ , отримаємо наступний вираз для сумарної погонної сили  $f(x, t)$  у напрямі осі  $O^*z^*$ :

$$f(x, t) = f^{(a)}(x, t) + f^{(k)}(x, t) = -\frac{dC_n^\alpha}{dx} q \frac{du}{dx} - \frac{dC_n^\alpha}{dx} q \frac{du}{V dt} + 2\tilde{\mu}(x) \frac{d^2u}{dxdt} + \frac{dC_n^\alpha}{dx} q \frac{V_{by}}{V};$$

Особливий вплив на характер збуреного руху тонкостінних конструкцій з рідиною, зокрема на стійкість їх коливань роблять диссипативні сили, оскільки саме ці сили в першу чергу визначають зміну амплітуди коливань за часом.

Розглянемо дві категорії диссипативних сил, які дають основний вплив на демпфування коливань пружних систем з рідким заповненням.

1. Сили, пов'язані з розсіюванням енергії в матеріалі конструкції і з так званим конструкційним демпфуванням, а також сили опору зовнішнього середовища. Для даної конструкції в загальному балансі енергетичних втрат диссипативні сили, пов'язані з конструкційним демпфуванням, грають домінуючу роль. Вони визначаються головним чином особливостями конструкції і передусім стиковими з'єднаннями.

2. Демпфуючі сили, пов'язані з відносним рухом рідини у відсіках при коливаннях конструкції. Слід мати на увазі два механізми дисипації енергії в рідині: в пристіночному(пограничному) вихровому шарі і придискретному вихроутворенні на гострих кромках конструктивних елементів типу радіальних та кільцевих ребер.

Основну роль, що визначає вплив дисипативних сил на обурений рух системи, грає допущення про відносну рідкість цих сил. По суті це припущення зводиться до того, що дисипативні сили не впливають на власні частоти та приєднані маси. Саме у цьому сенсі вживається в цій роботі термін слабке демпфування.

Для кількісної оцінки демпфуючих властивостей тієї або іншої системи на практиці широко використовують таку характеристику, як логарифмічний декремент загасання коливань. Логарифмічним декрементом загасання коливань прийнято називати безрозмірну величину, рівну натуральному логарифму відношення двох послідовних амплітуд затухаючих коливань :

$$\delta = \ln \ln \frac{A_i}{A_{i+1}}$$

Приведені експериментальні дані показують, що демпфування пружних коливань тонкостінних конструкцій являється слабким, логарифмічні декременти, як правило, не перевищують 0,3.

Зовнішнє середовище, в якому знаходиться та або інша конструкція, може стати додатковим чинником, що впливає на пружні коливання конструкції. Для багатьох тонкостінних конструкцій цей вплив слабкий і зводиться лише до додаткового розсіяння енергії коливань. До таких конструкцій, зокрема, відносяться льотні апарати, що мають невеликі несучі поверхні. Для цих конструкцій величина додаткового розсіяння енергії коливань рідко і нею можна нехтувати.

Усі реальні рідини мають в тому або іншому ступені в'язкість, а у відсіках майже завжди є різні конструктивні елементи: демпфуючі перегородки, стрингери, шпангоути, сітки і так далі

Для найцікавішого в практичному відношенні випадку, що розглядається в цій роботі, великих чисел Рейнольдса та конструктивних елементів типу ребер, ефективна площа рідко в порівнянні з площею вільної поверхні рідини, ефект в'язкості зводиться в основному до дисипації енергії коливань.

У разі гладких стінок відсіку дисипація енергії відбувається в тонкому пристіночному (цограничному) шарі. Відповідні дисипативні сили пропорційні швидкості.



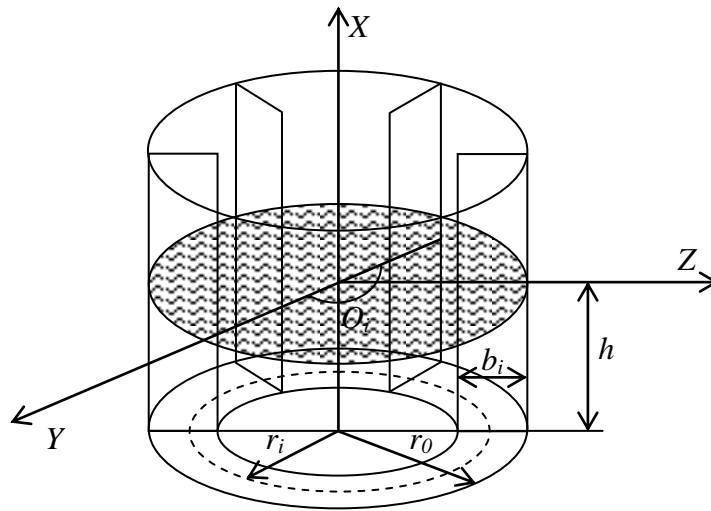


Рис 3.3. Демпфуючі пререгородки радіального типу.

енергія коливань розсіюється як в пограничному шарі, так і за рахунок зриву з гострих кромek дискретних вихорів різної конфігурації, які потім зазнають дифузії в основній масі рідини. Дисипативні сили в цьому випадку носять нелінійний характер і за величиною можуть значно перевершувати (на два порядки і вище) дисипативні сили, обумовлені розсіянням енергії в пограничному шарі. Проте їх можна вважати рисими в тому сенсі, що енергія, що розсіюється за період, складає рису долю від повної енергії рідини, що коливається.

Користуючись цими концепціями можна отримати значення дисипативних коефіцієнтів коливань, рідини в циліндричному відсіку з гладкими стінками. Для наближеного розрахунку коефіцієнтів замінимий ЗПБ еквівалентною оболонкою, довжина якої дорівнює довжині бака, а радіус  $R$  дорівнює характерному радіусу ЗПБ. Позначивши через  $h$  - глибину рідини і ввівши безрозмірну глибину  $\bar{h} = \frac{h}{R}$  отримаємо:

$$\delta_n = \frac{\pi}{2} \left[ \frac{\xi_n^2 + 1}{\xi_n^2 - 1} + \frac{2(1 - \bar{h})\xi_n}{sh(2\xi_n\bar{h})} \right];$$

$$\delta_{on} = \pi\sqrt{2} \frac{th^2(\xi_n\bar{h})}{\xi_n^2 - 1} \xi_n^2 + 1 + \frac{2(1 - \bar{h})\xi_n}{sh(\xi_n\bar{h})} - \frac{2\xi_n}{sh(2\xi_n\bar{h})} + 2\xi_n^2 \sum_{m=1}^{\infty} \frac{1}{\xi_m^2 - \xi_n^2} \left[ 1 + \frac{\xi_n}{\xi_m} \frac{1 + 2ch(\xi_n\bar{h}) - 2ch(\xi_m\bar{h}) - ch(\xi_n\bar{h})ch(\xi_m\bar{h})}{sh(\xi_m\bar{h})sh(\xi_n\bar{h})} \right];$$

Де

$\delta_n$  - коефіцієнт, що відповідає коливальному руху рідини;

$\delta_{on}$  - коефіцієнт, що відповідає обертальному руху рідини;

Знак “~” відповідає пропуску при підсумовуванні по індексу значення  $m=n$ .

Параметри  $\xi_n$  ( $n = 1, 2, \dots$ ) – корені трансцендентного рівняння  $J_1(\xi) = 0$ .

На рис. 3.2 представлені параметри  $\delta_n$  та  $\delta_{on}$  у функції глибини рідини.

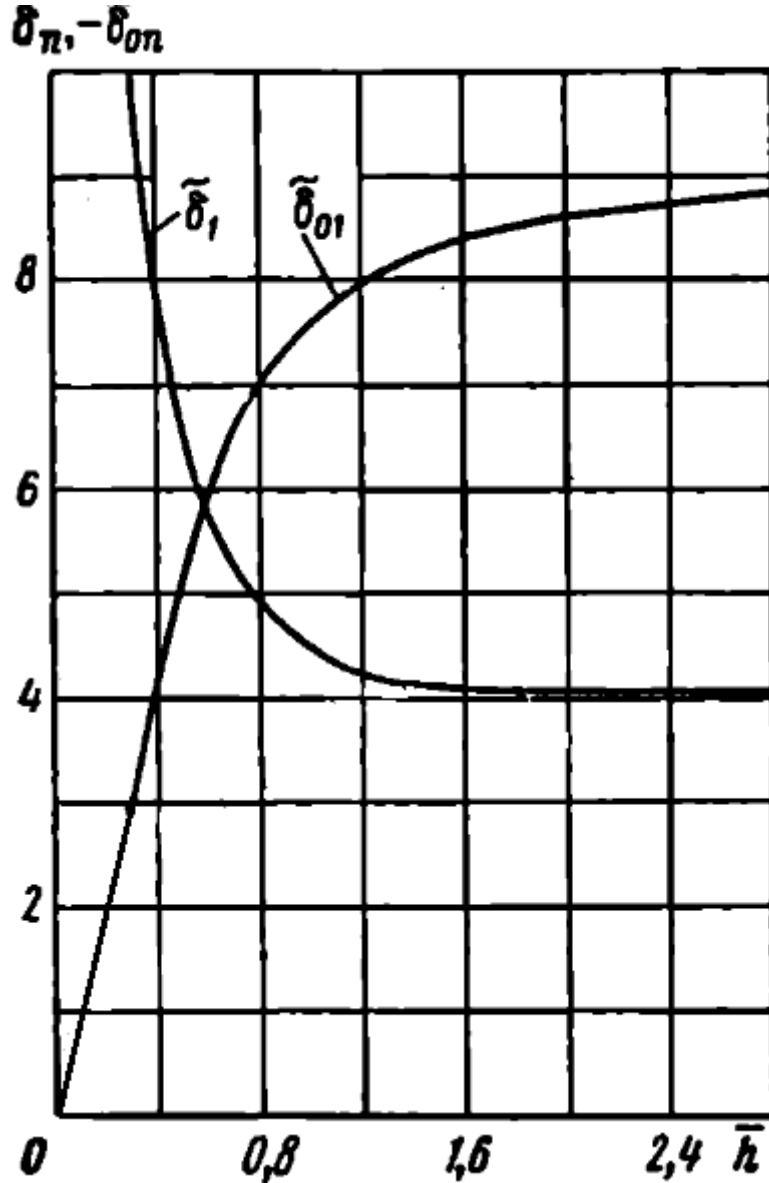


Рис 3.4. Параметри  $\delta_n$  та  $\delta_{on}$  у функції глибини рідини

За наявності у відсіку  $k$  до рівновіддалених радіальних ребер шириною  $b$ :

$$\delta_n = \frac{2K_1^0 k_1 b \sqrt{\xi_n} th(\xi_n \bar{h})}{\xi_n^2 - 1} \int_0^{\bar{h}} \left[ \frac{ch(\xi_n \bar{h})}{sh(\xi_n \bar{h})} \right]^{\frac{5}{2}} (1 + ae^{-\beta x}) dx; \quad (3.25)$$

$$\delta_{on} = \frac{2K_1^0 k_1 b \sqrt{\xi_n} \operatorname{th}(\xi_n \bar{h})}{\xi_n^2 - 1} \int_0^{\bar{h}} \left[ \frac{\operatorname{ch}(\xi_n \bar{h})}{\operatorname{sh}(\xi_n \bar{h})} \right]^2 * \left\{ \sum_{m=1}^{\infty} \frac{\operatorname{ch}(\xi_m \bar{h}) - 2\operatorname{ch}[\xi_m(\bar{h} - \bar{x})]}{(\xi_n^2 - 1)\xi_m \operatorname{ch}(\xi_n \bar{h})} \right\} (1 + ae^{-\beta x}) dx;$$

На рис. 3.4 показана залежність дисипативних коефіцієнтів  $\delta_n(a)$  і  $\delta_{on}(b)$  від глибини рідкого палива за наявності радіальних ребер.

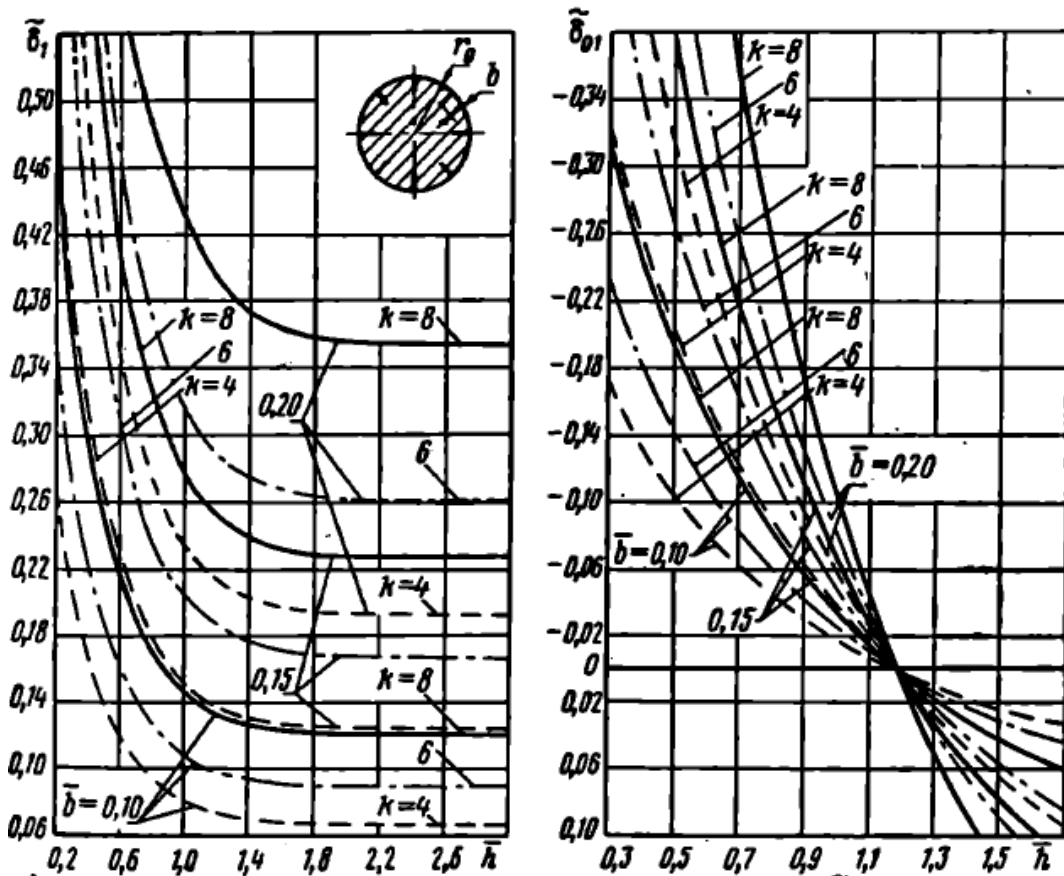


Рис 3.5. Залежність дисипативних сил  $\delta_n(a)$  і  $\delta_{on}(b)$  від глибини рідкого палива за наявності радіальних ребер

Для отримання повної системи рівнянь збуреного руху ОЛ з ЗПБ необхідно мати в розпорядженні рівняння приводів, датчиків і неспокійної атмосфери.

Розглянемо електрогідравличний привод, який є виконавчим пристроєм в автоматичній системі управління ОЛ з ЗПБ. Він має високу швидкодію, має рису вагу і габарити .

При дослідженні автоматичних систем зазвичай застосовуються спрощені моделі приводу. Динаміку електрогідроприводу можна досить точно описати лінійною ланкою другого порядку:

$$\Phi(p) = \frac{k}{T_{pn}^2 p^2 + 2\xi_{pn} p + 1}$$

У роботі у якості органів керування використовувалися поворотні сопла двигунів. Параметри приводів задавалися наступними:

А) для РРД з номером  $i=1$

$$T_{pn} = 0,02c \quad \xi_{pn} = 0,5 \quad k=1 \quad D_{pn} = 50 \frac{1}{c};$$

б) для РРД з номером  $i= 2,3$

$$T_{pn} = 0,04c \quad \xi_{pn} = 0,5 \quad k=1 \quad D_{pn} = 25 \frac{1}{c};$$

Де  $T_{pn}$  - постійна часу приводу;

$D_{pn}$  - коефіцієнт посилення за швидкістю (добротність)  $D=1/T$

Крім того, в рівняння, що описують динаміку приводу, вводилися обмеження по куту відхилення  $\delta_i$  та швидкості відхилення  $\dot{\delta}_i$  поворотних сопл:

$$\begin{aligned} \delta_{1max} &= \pm 14^\circ \\ \dot{\delta}_{1max} &= \pm 50^\circ/c \\ \delta_{2max} &= \dot{\delta}_{3max} = \pm 5^\circ \\ \dot{\delta}_{2max} &= \dot{\delta}_{3max} = \pm 20^\circ/c \end{aligned}$$

Запізнювання в тракті формування команд керування прийняте рівним  $3\tau_0$  ( $\tau_0 = 0,032$ ).

При моделюванні математичної моделі електрогідравличного приводу були складені дві підпрограми. Перша описує роботу приводу в лінійній зоні відхилення керма. Друга перевіряє на кожному кроці вихід відхилення керма в нелінійну зону і призводить коригування  $\delta$  і  $\dot{\delta}$ .

Вимірники також можуть бути описані звичайними диференціальними (чи різницеvими) рівняннями. Помилки датчиків можна розділити на три групи:

- динамічні;
- флуктуаційні;
- постійні(що змінюються повільно).

Динамічні властивості датчиків з достатньою мірою точності описуються коливальною ланкою другого порядку. Флуктуаційні помилки зазвичай враховуються введенням в диференціальні рівняння складової "білого шуму". Постійні помилки враховуються додаванням до виходу датчика додаткового сигналу.

З урахуванням вищевикладеного запишемо математичну модель вимірника:

$$T_d^2 \ddot{y} + 2x_d T_d \dot{y} + y = \dot{x}_d + \xi_d$$

$$z_D = y + v_D.$$

де  $x_D$  - корисний вимірюваний сигнал;

$z_D$  - вихідний сигнал датчика;

$\xi_D$ -білий шум з інтенсивністю  $S_D$ :

$v_D$  - постійна помилка;

$T_D$  - постійна часу і декремент згасання датчика;

$y$  - допоміжна змінна.

Реальний датчик є нелінійним елементом, що має зону нечутливості та область насичення. У цій роботі:

- нечутливість враховується постійною помилкою
- вважається, що в зону насичення датчик не виходить.

При моделюванні вимірників на ЕОМ використовувалася методика визначення різницевих математичних моделей датчиків . Математичному опису неспокоїної атмосфери присвячена значна кількість робіт . Аналіз показав, що нині існують дві основні схеми її опису :

- а. ) схема дискретних поривів;
- б.) схема безперервної турбулентності.

У схемі дискретних поривів передбачається, що пориви відокремлені один від одного досить великим проміжком часу. При описі безперервної турбулентності використовуються дві основні емпіричні моделі: модель Драйдена і модель Кармана. Остання - точніша, проте для отримання тимчасових реалізацій турбулентності вона практично не використовується, оскільки функція моделі Кармана не є дробово-раціональною, що робить неможливим застосування методу формувальних фільтрів. Тому в роботі використовується модель Драйдена :

$$S_n(\omega) = \frac{L_n \sigma_n}{\pi V} \frac{1 + 3(\omega L_n / V)^2}{(1 + (\omega L / V)^2)^2}$$

де  $S_n(\omega)$  - спектральна щільність норрисьної складової швидкості вітру;

$L_n, \sigma_n$  - масштаб турбулентності і середньоквадратичне відхилення вертикальної складової швидкості вітру;

При моделюванні турбулентності на ЕОМ використовувалася методика визначення різницевих математичних моделей турбулентності

Використовуючи вирази для додаткових збурюючих сил (3.21-3.23), вирази для дисипативних коефіцієнтів (3.24-3.26), отримані вище, загальні формули для коефіцієнтів рівнянь поперечних коливань еквівалентного стержня(3.2),(3.3), отримаємо рівняння збуреного руху корпусу ОЛ з ЗПБ. Приєднуючи до них рівняння відносного руху двигуна і рівняння автомату стабілізації, отримаємо повну систему рівнянь збуреного руху в площині тангажа.

$$\begin{aligned} \dot{y} + a_{yy}y + a_{y\theta}\theta + a_{y\theta}\theta + \sum_{j=1}^{\Delta} \blacksquare (a_{yq_j} \dot{q}_j + a_{yq_j} \dot{q}_j) + \sum_{n=1}^2 \blacksquare a_{ys_n} \dot{s}_n + a_{y\delta} \delta \\ = F_y(t); \\ \dot{\theta} + a_{\theta y}y + a_{\theta\theta}\theta + a_{\theta\theta}\theta + \sum_{j=1}^{\Delta} \blacksquare (a_{\theta q_j} \dot{q}_j + a_{\theta q_j} \dot{q}_j) + \sum_{n=1}^2 \blacksquare (a_{\theta s_n} \dot{s}_n + a_{\theta s_n} \dot{s}_n) + \\ a_{\theta\delta} \delta + a_{y\delta} \delta = M_z(t); \quad (3.27) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{q}_j + \beta_{aj}q_j + \omega_{aj}^2 q_j + a_{ajy}y + a_{aj\theta}\theta + a_{aj\theta}\theta + \sum_{n=1}^{\Delta} \blacksquare (a_{q_j s_n} \dot{s}_n + a_{q_j s_n} \dot{s}_n) + a_{aj\theta}\theta \\ + a_{aj\theta}\theta = Q_j(t); \end{aligned}$$

$$\dot{s}_n + \beta_{sn}s_n + \omega_{sn}^2 s_n + a_{sny}y + a_{sj\theta}\theta + a_{sn\theta}\theta + \sum_{j=1}^{\Delta} \blacksquare (a_{q_j s_n} \dot{q}_j + a_{q_j s_n} \dot{q}_j) = 0;$$

де  $\delta$  - середній кут відхилення поворотних двигунів;

$\delta^\circ$  - кут відхилення валу рульової машини, приведений до осі обертання РРД;  
 $L_1, L_2$  - оператори, що описують закон керування(стабілізації).

$y^0, \theta^0$  - тангенціальне переміщення і розворот перерізу стержня в місці установки датчика.

Отримані лінійзовані рівняння є системою диференціальних рівнянь 13-го порядку. У ній враховується динаміка ОЛ з ЗПБ у вигляді рівнянь 4-го порядку, переміщення мас рідини, що описується двома рівняннями 2-го порядку, чотири тони пружних коливань корпусу у вигляді рівнянь 2-го порядку і рівняння руху РРД 2-го порядку. Аналогічного вигляду можна надати системі рівнянь збуреного руху в площинах курсу, і крену.

## РОЗДІЛ 4. СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ

### ПРУЖНИЙ КОРПУС – РІДИНА В БАКАХ – АВТОМАТ СТАБІЛІЗАЦІЇ

#### Постановка завдання:

Завданням контура кутової стабілізації є відпрацювання командного значення кута тангажа, що формується системою траекторного управління. Як правило, такі закони синтезуються на основі інформації о розузгодженні між командним та діючим значенням кута тангажа  $(\vartheta - \vartheta_k)$  і швидкості зміни кута тангажа  $\omega_z$ . Розглянемо традиційний закон керування:

$$\delta = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_k) + K_{\omega_z}\omega_z; \quad (4.1)$$

Де  $K_{\vartheta}, K_{\omega_z}$  - передатні числа автомата стабілізації;

$\delta$  - відхилення сопла керуючого двигуна.

Дослідження роботи приведеного закону керування за допомогою моделювання на ЕОМ з використанням математичної моделі ОЛ з ЗПБ показало, що цей закон керування може впоратися з покладеними на нього функціями, якщо не враховувати силову дію з боку палива, що коливається, і вважати конструкцію абсолютно жорсткою. Ці дослідження підтвердили виведення, про можливість побудови контура забезпечення стійкості і керованості в повздовжньому русі при розподілених налаштуваннях  $K_{\vartheta} \leq 7,0$ ,  $K_{\omega_z} \leq 2,4$  с. Цим підтверджується достовірність складеної лінійної математичної моделі.

Однак, облік в математичній моделі коливань рухливого палива приводить до виникнення в замкнутій системі незгасаючих автоколивань по кутовій швидкості  $\omega_z$ . При чому ніякими налаштуваннями коефіцієнтів  $K_{\vartheta}, K_{\omega_z}$  не вдається отримати стійких процесів. Чисельна інтеграція рівнянь, що моделюють динаміку руху ОЛ з ЗПБ, проводилася за початкових умов

$$V_0 = 214 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

$$h_0 = 8766 \text{ м},$$

$$m_0 = 217 \text{ т},$$

$$\theta_0 = 35,04 \text{ град},$$

$$\omega_{z0} = 0 \frac{\text{град}}{\text{с}},$$

$$a_0 = 17 \text{ град},$$

$$\delta = 0 \text{град},$$

$$\delta_1 = 0 \frac{\text{град}}{\text{с}}.$$

У роботах Н.С.Сивова, В.Н.Гуркіна для даного типу конструкції були виявлені два типи нестійкості руху, пов'язані з коливаннями рідкого палива.

Перший з них визначається власною динамічною нестійкістю, тобто нестійкістю коливань рідкого палива при розімкненій системі керування. Нестійкість руху є наслідком взаємодії коливальних рухів рідини в двох баках з тягою, що має стежачий характер.

Другий тип нестійкості руху ОЛ з ЗПБ обумовлений втратою стійкості коливань рідини із-за взаємодії їх з системою керування. Було доведено, що стабілізацію системи можна здійснити вибрав характеристики демпфуючих приладів наступним чином:

$$\varepsilon_1 = 0,007, \quad \varepsilon_2 = 0,0076$$

Перехід від коефіцієнтів  $\varepsilon_n$  до коефіцієнтів  $\beta_{\varepsilon n}$  здійснюється за формулою:

$$\varepsilon_n = \frac{\beta_{\varepsilon n} \omega_{\varepsilon n}}{\sqrt{R_n}}, \quad (4.2)$$

Де  $R_n$  – числа Рейнольдса.

Для послаблення потреб до демпфуючих приладів був запропонований алгоритм стабілізації з використанням прогнозуючої моделі, яка є системою диференціальних рівнянь, що спрощено описують рух ОЛ з ЗПБ як твердого тіла. В кожен момент часу модель використовується для прогнозування руху ОЛ з ЗПБ на основі обробки інформації о поведінці ОЛ з ЗПБ на попередньому інтервалі польоту.

Значення керуючого збурення  $\delta(t)$ , у момент часу  $t$  формується по формулі

$$\delta(t) = a_0 \vartheta_M(t) + a_1 \vartheta_M(t) + \sum_{k=0}^{2N} \Delta \vartheta(t - KT_0) K(k) \quad (4.3)$$

Значення перших двох доданків у вираженні (4.3) визначається в результаті чисельної інтеграції диференціальних рівнянь моделі методом Адамсона другого порядку. Коефіцієнти  $K(k)$  мають вид:

$$K(k) = a_0 K_0(k) + \frac{a_1}{T} K_1(k), \quad (k=0, 1, \dots, 2N)$$

Цей алгоритм управління дозволив зменшити значення коефіцієнтів, демпфування коливань рідини до



$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0.001$$

Таким чином. обидва закони управління (4.1), (4.3) з відповідними демпфуючими характеристиками рідини забезпечують стабілізацію ЛА на траєкторії.

Проте, при обліку в моделі окрім рухливості рідкого палива, а також і коливань пружного корпусу ОЛ з ЗПБ, на 187-ій секунді польоту виникають автоколивання по тангажу (рис.. 4.1.), які тривають до 223-ї секунди.

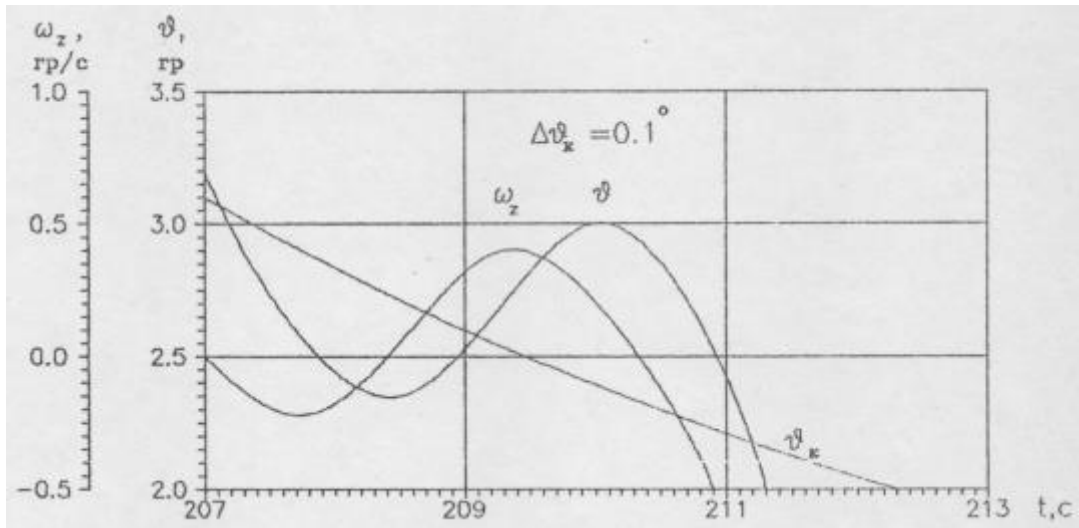


Рис 4.1. Автоколивання по тангажу

Моделювання показало, що жоден з вказаних вище законів керування не справляється з виявленим коливальним процесом. Налаштування коефіцієнтів законів управління (4.1) та (4.3) і зміна розташування датчиків інформації - (для вказаних законів – датчики кутового положення і кутових швидкостей), також не дають бажаного результату.

Для розуміння причин виникнення коливальних режимів необхідно провести аналіз можливих видів нестійкості, типових для систем досліджуваного класу.

В результаті аналізу цих джерел було виявлено, що слизість характерних частот замкнутої системи об'єкт регулювання - автомат стабілізації до частот коливань рідини у баках та пружних коливань корпусу породжує два види динамічної нестійкості, типових для об'єктів даного класу : на частотах, близьких до частоти власних коливань компонентів палива, і на частотах, близьких до частот власних пружних коливань корпусу.

В деяких випадках доводиться стикатися з більш специфічними видами динамічної нестійкості ,обумовлених зближенням (аж до збігу) частоти першого струму пружних коливань корпусу або з частотою коливань рідини в одному з

баків, або з частотою коливань маршевого двигуна відносно осі підвісу, обумовленою пружністю кінематичного ланцюга від двигуна до валу рульової машини;

Для наочності всі можливі види нестійкості динамічної системи пружний корпус ОЛ з ЗПБ - рідке паливо - маршевий двигун - автомат стабілізації.

У роботах введено поняття "стабілізуємості" об'єкта, яке дозволяє серед усіх об'єктів даного класу виділити такі, стійкість яких в замкнутому стані може бути забезпечена регулятором простої структури при "грубому" налаштуванні його параметрів. Використовуваний критерій стабілізуємості має ясний фізичний сенс і в практичному відношенні передбачає аналіз як динамічної стійкості власне об'єкту, так і його реакції по відношенню до цього регулятора (структурну стійкість). Дослідження стійкості ОЛ з ЗПБ будемо проводити з позицій введеного поняття "стабілізуємості".

Як обмовлялося вище, дослідження статичної нестійкості ОЛ з ЗПБ, як жорсткого тіла.

Розгляду питання нестійкості цього об'єкту, як абсолютно твердого тіла з рідиною, присвячені роботи Гуркіна В.К.

Подальшим завданням є дослідження виявленого виду нестійкості, обумовленого пружністю конструкції ОЛ з ВТБ. Як видно зі схеми, цей вид нестійкості припускає аналіз 8-х типів власної динамічної нестійкості, що мають особисту фізичну природу. Перший з них може бути обумовлений аеропружністю конструкції, другий, наявністю РРД на пружному підвісі, а третій - зближенням частот пружних коливань корпусу з частотами коливань палива.

В результаті моделювання було встановлено, що аеропружність робить слабкий вплив на динаміку об'єкту і не може бути причиною виникнення нестійкості ОЛ з ЗПБ. Риси вказаних коефіцієнтів пояснюється відсутністю у ОЛ з ЗПБ тонких протяжних елементів конструкції, таких як крила у літаків далекої і стратегічної авіації.

Власна динамічна нестійкість на частотах пружних коливань корпусу і частотах коливань маршевого двигуна, обумовлена наявністю тяги РРД, також не актуальна для ОЛ з ЗПБ, оскільки реальні значення тягообладнання на два порядки менші, а власного демпфування коливань двигуна - на один - два порядки більше

відповідних критичних значень. Окрім цього спектри даних коливальних систем не перетинаються.

На активній ділянці польоту ракети з рідинним ракетним двигуном (ЖРД) можуть виникати нестійкі поздовжні коливання, при яких динамічні навантаження на конструкцію ракети різко зростають.

Найбільш неблагаяприятні низькочастотні (до 50 Гц) пружні поздовжні коливання ракети, які супроводжуються поздовжніми коливаннями рідкого палива в баках і паливоподаючі магістралях. Пульсації тиску в баках і магістралях подачі викликають зміну витрат компонентів палива, коливання тиску в камері згорання і збурення тяги РРД. Ці збурення в свою чергу передаються на корпус ракети, так що утворюється замкнута коливальна система, в якій початкові малі збурення в певний момент часу можуть перетворитися в наростаючі по амплітуді коливання в системі в цілому і кожному елементі.

На рис.4.2 показана укрупнена структурна та детальна схема найпростішої замкнутої системи - ракети з однокомпонентним РРД, в якій виникають поздовжні коливання.

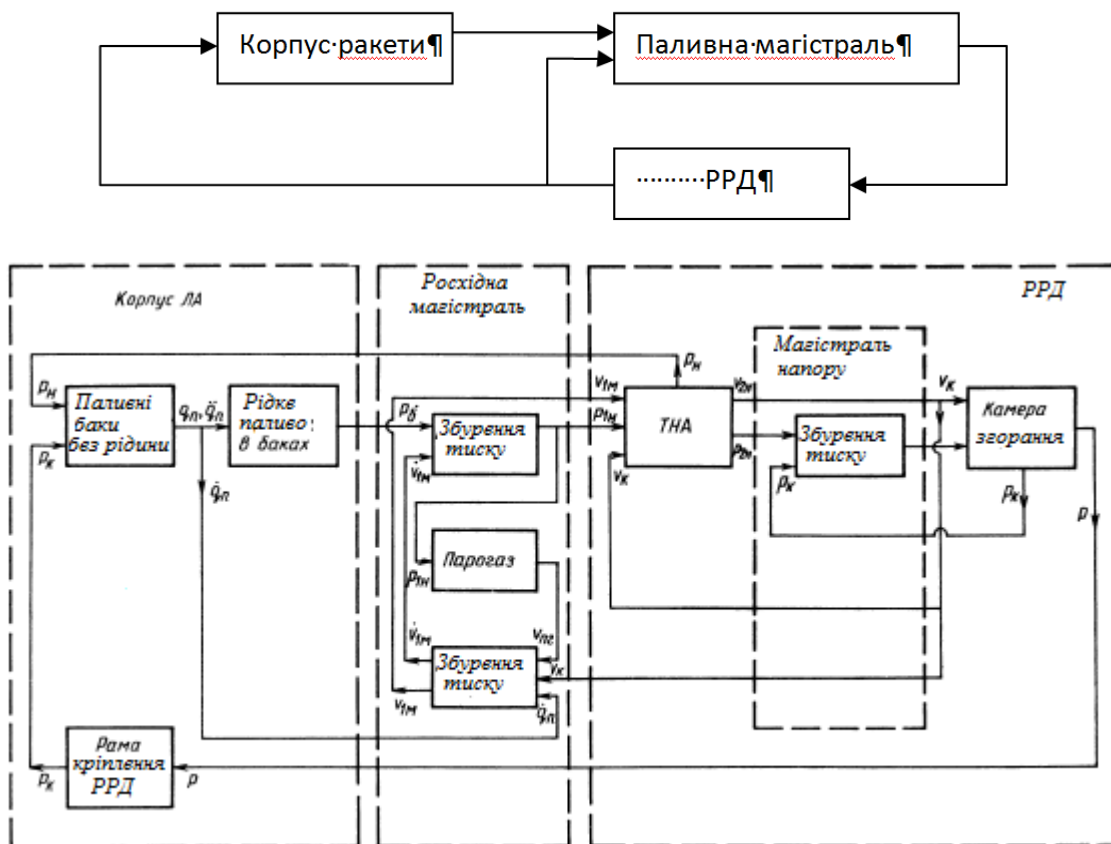


Рис 4.2. Структурна схема замкнутої системи в якій виникають поздовжні коливання.

Де  $P_n(t)$  - збурення сили, що діє на корпус насоса і переданої на корпус ракети;  $P_k(t)$  - збурення сили, що діє на корпус через збурення тяги двигуна;  $P(t)$  - збурення тяги двигуна;  $q_n(t)$  - збурення узагальненої координати, яка описує вимушені коливання корпусу;  $p_b(t)$  - збурення тиску рідини на вході в видаткову магістраль, обумовлене поздовжніми коливаннями ємності з паливом;  $v_{1m}(t)$  - збурення швидкості рідкого палива в видаткової магістралі;  $v_{пг}(t)$  - збурення швидкості рідини в видаткової магістралі, викликане зміною обсягу парагазової суміші;  $p_{1n}(t)$ ,  $p_{2n}(t)$  - збурення тиску на вході і виході турбонасосного агрегату відповідно;  $v_n(t)$  - збурення швидкості рідини, що проходить через насос;  $v_{до}(t)$  - збурення швидкості палива на вході в камеру згоряння з урахуванням форсуночної головки;  $P_k(t)$  - збурення тиску в камері згоряння.

Пружний корпус, наприклад, представляють що складається з "сухих" відсіків (приладовий, хвостовий, головний і ін.), Пружних баків з рідким паливом і системою наддуву, пружної підвіски ЖРД. У паливну магістраль включають, як правило, низьконапірні трубопроводи подачі рідкого компонента в турбонасосний агрегат. Основними динамічними ланками РРД є камера згоряння, газогенератор, турбіна, паливні насоси, високонапорні магістралі подачі компонентів в камеру згоряння, магістралі харчування газогенератора, регулятори.

Тому представляє інтерес більше детальний аналіз процесів, що відбуваються при зближенні частоти першого тону пружних коливань корпусу з частотою коливань окисника.

### **Дослідження власної динамічної нестійкості орбітального літака із зовнішнім паливним баком у разі зближення частот коливань палива і корпусу**

В результаті серії математичних експериментів було встановлено, що при зближенні пари частот, одна з яких відповідає власним коливанням рідини, а інша корпусу, можлива поява нестабілізованості системи, що виявляється тільки при спільному розгляді пружних коливань корпусу по першому тону і коливань рідкого окисника.

Для з'ясування фізики процесів і виділення в просторі визначних конструктивних параметрів об'єкту регулювання областей, в яких можлива фазова стабілізація при керуванні певної структури, нижче розглядається спрощена

постановка відповідного завдання. А саме в математичній моделі ОЛ з ЗПБ враховується тільки перший тон і береться до уваги тільки рухливість рідкого кисню в нижньому баку, причому, відповідні парціальні частоти рівні.

$$\omega_{s2} = \omega_{qf} = \omega_0$$

Надалі індекси  $n$  і  $f$  опускаються у всіх коефіцієнтів і спільних координат. Розглядається рух в порожнечі і не враховуються дисипативні сили, пов'язані з поворотом тяги РРД разом з відповідним перерізом корпусу (в даному випадку ці сили грають другорядну роль).

В результаті рівняння збуреного руху, що являються приватним випадком набувають вигляду:

$$\begin{aligned} \dot{y} + a_{ys}\dot{s} &= -a_{y\delta}\delta; \\ \dot{\theta} + a_{ys}\dot{s} &= -a_{y\delta}\delta; \\ \dot{q} + \omega_0^2 q + a_{qs}\dot{s} &= -a_{y\delta}\delta; \\ \dot{s} + \omega_0^2 s + a_{sy}\dot{y} + a_{s\theta}\dot{\theta} + a_{sq}\dot{q} &= 0; \\ \delta &= L(\theta^0); \\ \theta^0 &= \theta - \dot{\eta}(x^0)q \end{aligned}$$

Або після переходу до змінної  $\theta^0$

$$\begin{aligned} \dot{y} + a_{ys}\dot{s} &= -a_{y\delta}\delta; \\ \dot{\theta} + a_{\theta s}\dot{s} + a_{\theta q}\dot{q} &= -a_{y\delta}\delta; \\ \dot{q} + \omega_0^2 q + a_{qs}\dot{s} &= -a_{y\delta}\delta; \\ \dot{s} + \omega_0^2 s + a_{sy}\dot{y} + a_{s\theta}\dot{\theta} + a_{sq}\dot{q} &= 0; \\ \delta &= L(\theta^0); \end{aligned} \quad (4.5)$$

Де

$$a_{\theta s} = \dot{\eta}(x^0); \quad a_{sq} = a_{qs} + a_{s\theta} \dot{\eta}(x^0). \quad (4.6)$$

Характеристичному рівнянню системи рівнянь (4.5) можна надати стандартної форми

$$\Phi_0(p^2) + L(p)\Psi_0(p^2) = 0. \quad (4.7)$$

Де

$$\begin{aligned} \Phi_0(p^2) &= p^2(a_0 p^4 + a_1 p^2 + a_2); \\ \Psi_0(p^2) &= b_0 p^4 + b_1 p^2 + b_2; \end{aligned} \quad (4.8)$$

Коефіцієнти  $v_k$  ( $k = 1, 2, 3, 4$ ) виражаються наступними формулами:

$$\begin{aligned} v_1 &= a_{s\theta} a_{\theta s} + a_{sy} a_{ys} + a_{sq} a_{qs}; \\ v_2 &= a_{s\theta} a_{\theta s} + a_{sy} a_{ys}; \end{aligned}$$

$$v_3 = a_{sq}a_{qs} + a_{\theta q}a_{qs}a_{s\theta} - \frac{a_{q\theta}}{a_{\theta\delta}}a_{\theta s}a_{sq} + \frac{a_{y\delta}}{a_{\theta\delta}}a_{\theta q}a_{sy}a_{qs} - \frac{a_{q\delta}}{a_{\theta\delta}}a_{\theta q}(a_{sy}a_{ys} + a_{s\theta}a_{\theta s}); \quad (4.9)$$

$$v_4 = a_{sy}a_{ys} - \frac{a_{q\delta}}{a_{\theta\delta}}a_{sq} - \frac{a_{y\delta}}{a_{\theta\delta}}a_{sy}a_{\theta s};$$

Критерій стабілізує мості системи в околиці частоти має вигляд

$$|b_0 b_1 a_0 a_1 \quad b_2 0 a_2 0 \quad 0 b_0 0 a_0 \quad b_1 b_2 a_1 a_2| > 0$$

Або

$$\Psi = a_{\delta\theta}^2 \{(-v_1 + v_2 + v_3)^2 + (v_2 - v_4)[v_1 v_4 - v_2(v_3 + v_4)]\} \quad (4.10)$$

Введемо наступні параметри

$$\begin{aligned} z_{jn} &= -\frac{j}{l} \left( \frac{\Lambda_{0n}}{\Lambda_n} \right); & z_{2j} &= \frac{l \dot{\eta}_j(x^0)}{\eta_j(x_Q)}; \\ z_0 &= \frac{(x_G - x_Q)}{l}; & \gamma_{nj} &= \frac{\Lambda_n^2 \bar{a}_j}{M_n(m^0 + m)}; \\ l^2 &= \frac{I^0 + I}{m^0 + m}; & \bar{a}_j &= \frac{a_j}{(m^0 + m)\eta_j^2(x_Q)}; \\ k_{nj} &= \frac{1}{n_j(x_Q)} [(c_n - x_G + x_{Hn})\dot{\eta}_j(x_{Hn}) + \eta_j(x_{Hn})]. \end{aligned} \quad (4.11)$$

Критерій (4.10) можна виразити через параметри (4.11). Припустимо, що в якості  $n$  і  $j$  вибрані ті індекси, які відповідають рівним парціальним частотам  $w_{s2}$  і  $w_{q1}$  опускаючи індекси  $n$  і  $j$  після деяких перетворень критерію (4.10) можна надати форми

$$\left[ (z_1^2 + 1)(zz_0 + 1) - k(z_1 z_0 + 1)^2 + \frac{k}{\gamma} \right] * \left[ z_1 z_2 (z_1^2 + 1) + k \left( z_1^2 - \frac{z_2^2}{\gamma} \right) \right] > 0 \quad (4.12)$$

Межі стабілізованості в просторі параметрів  $z_i$  ( $i = 0, 1, 2$ ) є циліндричними поверхнями, рівняння яких мають вигляд

$$(z_1^2 + 1)(zz_0 + 1) - k(z_1 z_0 + 1)^2 + \frac{k}{\gamma} = 0 \quad (4.13)$$

$$z_1 z_2 (z_1^2 + 1) + k \left( z_1^2 - \frac{z_2^2}{\gamma} \right) = 0 \quad (4.14)$$

Утворюючі цих поверхонь паралельні або осі  $Oz_2$  (4.13), або осі  $Oz_0$  (4.14).

Розглянемо граничний випадок зникаючі рсикх інерційних зв'язків між пружними деформаціями корпусу і коливаннями рідини  $k \rightarrow 0$ .

Умова (4.12) переходить в:

$$z_1 z_2 (z_1 z_0 + 1) (z_1^2 + 1) < 0;$$

Що відповідає виконанню будь-якої з двох груп нерівностей

$$-z_1 (z_1 z_0 + 1) < 0; \quad z_2 < 0$$

Або

$$(4.15)$$

$$-z_1 (z_1 z_0 + 1) > 0; \quad z_2 > 0$$

Перша нерівність співпадає з умовою стійкості об'єкту з одним баком на частоті коливань рідини; друга - з умовою стійкості на частоті пружних коливань корпусу у випадку фазового випередження автоматичної системи (АС) на цих частотах.

Нерівності другої групи (4.15) відповідають стійкості системи при фазовому запізнюванні АС на відповідних частотах.

Таким чином, даний граничний випадок призводить до результатів. Проте в загальному випадку  $k \neq 0$  картина значно міняється, що ілюструється рис.4.3 на яких представлені області, що стабілізуються в координатах  $z_0, z_1; z_1, z_2$  при  $\gamma=0,1$  і різних значеннях параметра  $k$ , включаючи і  $k=0$  (області нестабілізованості заштриховані). Як видно з рис 4.3, сильна фізична пов'язаність парціальних систем корпус - рідина призводить до зміни умов стабілізованості на протилежні.

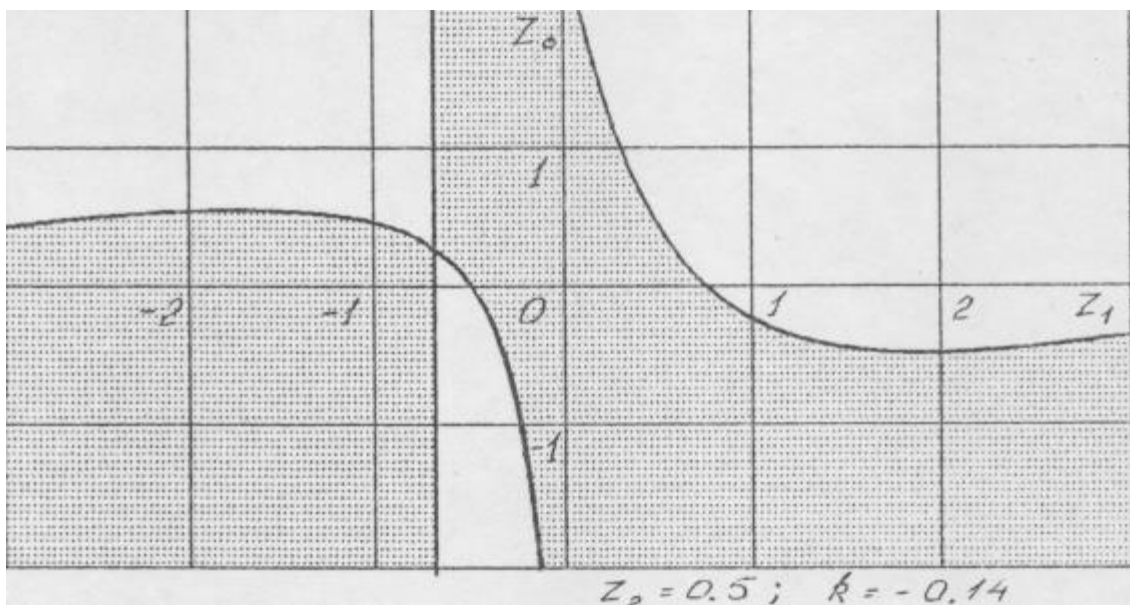


Рис 4.3. Межі стабілізованості

Слід зазначити, що при обліку дисипації енергій коливань значно міняється характер динамічної стійкості ОЛ з ЗПБ на активній ділянці польоту. Залежно від величин дисипативних коефіцієнтів рідини, що вводяться в модель, розвиток процесу динамічної нестійкості відбувається по різному. В одних випадках (при

різних коефіцієнтах спостерігається виникнення незатухаючих автоколивань по кутовій швидкості  $w_z$ . В інших випадках (при досить великих дисипативних коефіцієнтах  $\varepsilon_1 = 0,0083$   $\varepsilon_2 = 0,0092$ ) стійкість змінюється нестійкістю в "рисому" не встигаючій привести до втрати стійкості об'єкту і переходячій знову до стійкості в подальші моменти часу.

Обидва виявлені варіанти нестійкості є небезпечними, оскільки вони можуть стати причиною нестабілізованості на траєкторії, або руйнування конструкції ОЛ з ЗПБ. Тому необхідно розглянути питання про вибір засобів стабілізації коливань.

### **Вибір засобів стабілізації коливань**

Як вже неодноразово підкреслювалося, проблема забезпечення динамічної стійкості об'єктів подібних ОЛ з ЗПБ з урахуванням пружності їх корпусу і рухливості рідини у баках являється одним з основних при проектуванні систем керування для цих об'єктів і комплексу в цілому. Природно, що різним методам її рішення приділяється велика увага в літературі.

Можна виділити два чітко виражених напрями – активне пригнічення, коливань рідини у баках і пружних коливань корпусу за допомогою автомата стабілізації і пасивне головним чином за рахунок заходів, що відносяться до конструкції об'єкту і тільки частково до автомату стабілізації.

Програма управління польотом спільно з корекцією системи складає алгоритм управління рухом ОЛ з ЗПБ.

Завдання системи управління польотом - реалізація алгоритму управління.

На різних етапах польоту ця загальна задача розпадається на ряд приватних проблем за видами виконуваних маневрів (висновок на орбіту, корекція міжпланетної траєкторії на етапі пасивного польоту, зближення і стикування, посадка, зміна орбіти і т.д.). Однак доцільніше загальну задачу, вирішуване СУ польотом, розділити за функціональним призначенням на:

- управління рухом центру мас (Ц.М.) ОЛ з ЗПБ;
- управління рухом щодо Ц.М. ОЛ з ЗПБ.

Перший тип руху відноситься до довгоперіодическому (в зв'язку з відносно великий часовий протяжністю інтервала управління), другий тип в цьому сенсі - короткоперіодичних.



Управління ОЛ з ЗПБ - це зміна з певною точністю параметрів руху центру мас ОЛ з ЗПБ і параметрів руху навколо центру мас відповідно до заздалегідь заданими (або формуються в процесі руху) законами.

Управління рухом ОЛ з ЗПБ здійснюється системами управління (СУ), які представляють комплекс систем автоматичного регулювання, кожна з яких вирішує свою приватну задачу.

Система управління рухом (СУР) центру мас складається з систем навігації, наведення і стабілізації. У найпростішому випадку роль СУР може виконувати програмний пристрій.

Система управління рухом відносно центру мас, або система управління кутовим рухом, складається з системи орієнтації і системи стабілізації рис 4.5.

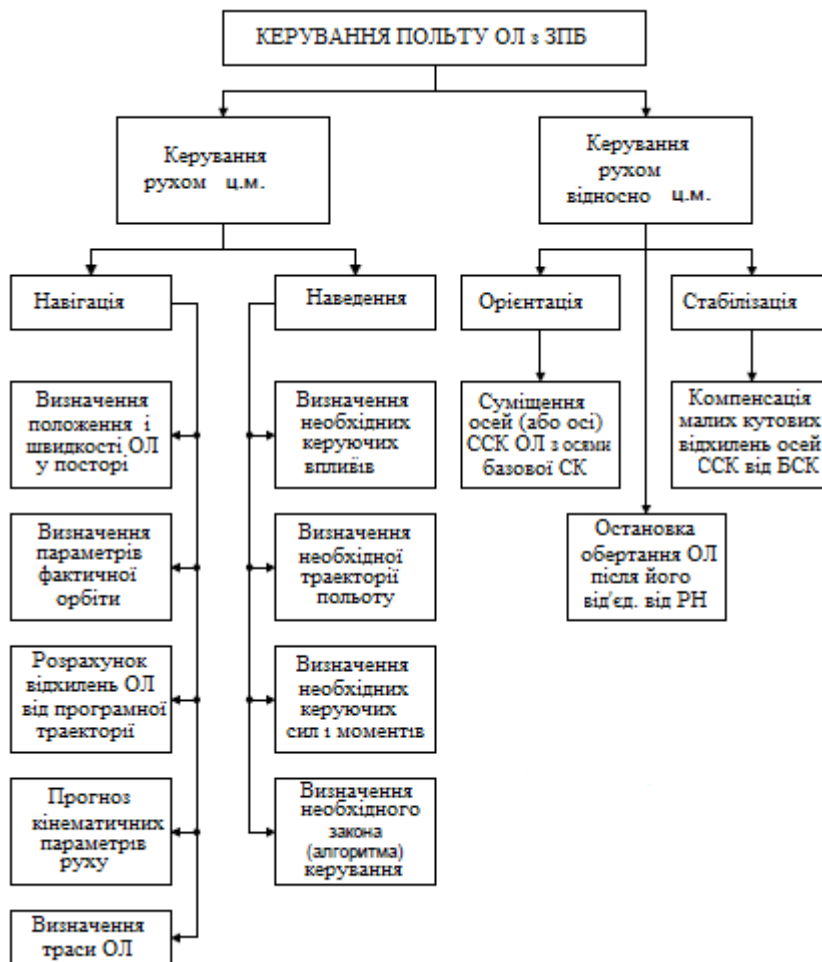


Рис 4.5. Схема системи управління рухом відносно центру мас

Система управління РН забезпечує рух ОЛ з ЗПБ по заздалегідь заданій або оптимізується в процесі польоту траєкторії з метою доставки ОЛ з ЗПБ в задану точку космічного простору з необхідною за значенням і напрямку лінійної швидкістю. Управління при жорсткій траєкторії є кращим з точки зору простоти апаратною реалізації систем управління. Оптимальне термінальне управління по

гнучким траєкторіях можливо тільки при наявності в замкнутому контурі системи управління швидкодіючої бортовий цифровий обчислювальної машини (БЦВМ).

Система управління ракети-носія складається з декількох підсистем (Рис. 4.6).

Система стабілізації центру мас або система наведення (СН) включає в себе:

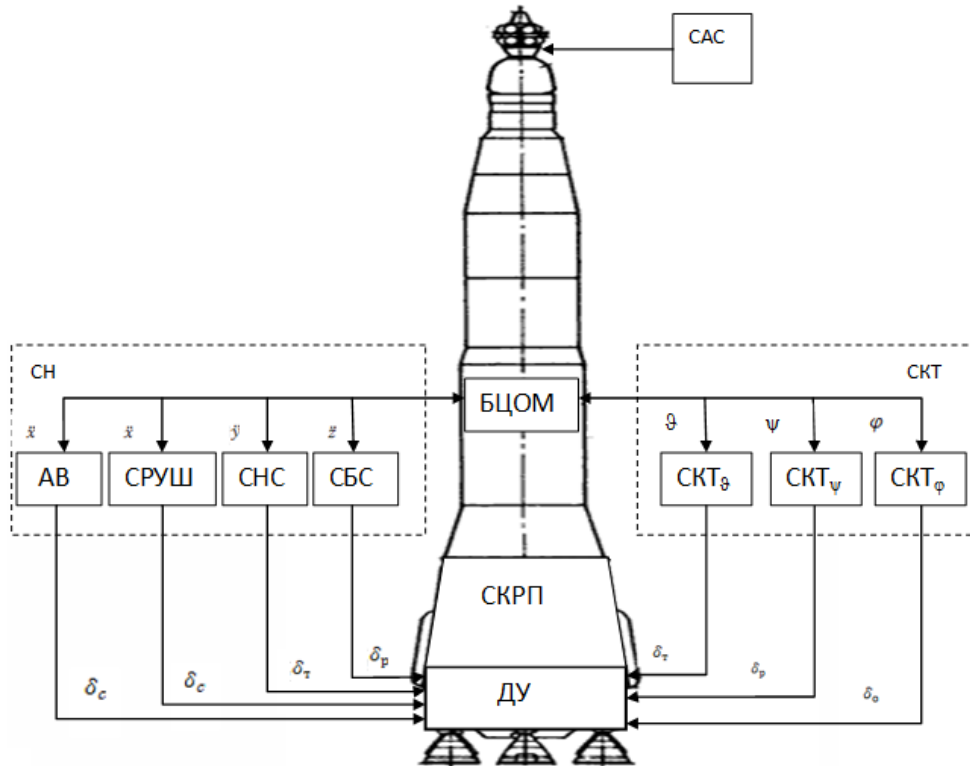


Рис 4.6. Система стабілізації ракети-носія

- АВ - автомат виведення,
- СРУШ - система регулювання уявній швидкості
- СНС - система нормальної стабілізації
- СБС - система бічної стабілізації.

Робота СП можлива тільки в тому випадку, якщо в будь-який момент відома орієнтація вектора тяги рухової установки (ДУ).

Завдання щодо стабілізації та зміни кутового положення ракети-носія відносно центру мас вирішує система кутової стабілізації (СКС), що складається з трьох каналів:

- каналу тангажа  $СКТ_\theta$  - стабілізатора кута тангажу  $\theta$ ,
- каналу рискання  $СКТ_\psi$  - стабілізатора кута рискання  $\psi$ ,
- каналу обертання  $СКТ_\phi$  - стабілізатора кута обертання  $\phi$ .

Отже, типова структурна схема САУ кутом тангажа за допомогою астатичного автопілота зображена на рис.4.7.

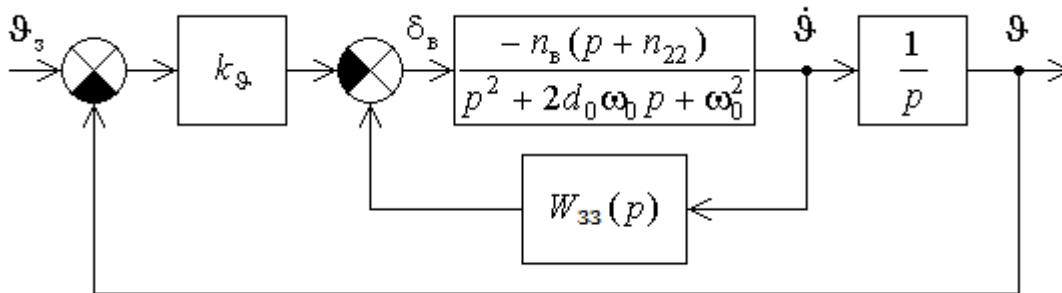


Рис 4.7. Структурна схема САУ кутом тангажа заданого астатичного автопілота з ЖЗЗ.

Закон управління статического автопілота буде мати вигляд

$$\delta_B = k_\vartheta(\vartheta - \vartheta_3) + \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}})p\vartheta$$

де  $\vartheta_3$  – заданне значення кута тангажу;

$k_\vartheta, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}$  – коефіцієнти закону управління (передавальні числа).

Передавальна функція контуру сервоприводу

$$W_{сп}(p) = 1$$

Передавальна функція зворотного зв'язку

$$W_{33}(p) = \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}})$$

Таким чином передавальна функція контуру управління, з урахуванням компенсуючого множника має вигляд

$$W_p(p) = \frac{n_B(p + n_{22})}{p^2 + 2d_0\omega_0 p + \omega_0^2} \frac{1}{p + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + pk_{\ddot{\vartheta}})$$

Передаточная функція замкнутої системи по углу тангажа має вигляд:

$$\Phi_\vartheta(p) = \frac{k_\vartheta \Phi_{\dot{\vartheta}}(p)}{p + k_\vartheta \Phi_{\dot{\vartheta}}(p)} = \frac{b_0 p + a_3}{p^3 + a_1 p^2 + a_2 p + a_3}$$

Так як різниця поліномів знаменника і чисельника передавальної функції даної системи  $\Phi_\vartheta(p)$  дорівнює двом, то задаємо бажані передавальні функції системи в вигляді:

$$\Phi_\vartheta^*(p) = \frac{W_\vartheta^*(p)}{1 + W_\vartheta^*(p)} = \frac{\omega^2}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2}$$

$$W_\vartheta^*(p) = \frac{k}{p(\tau p + 1)}$$

де  $W_\vartheta^*(p)$  - передавальна функція розімкнутої системи;

$$\xi = \frac{1}{2\sqrt{k\tau}} \omega^2 = \frac{k}{\tau}$$

Визначимо значення  $k$  і  $\tau$  бажаної передавальної функції розімкнутої

системи:

$$k = \frac{\omega}{2\xi}; \quad \tau = \frac{1}{2\xi\omega}.$$

Після перетворень отримуємо

$$k[p^2 + (2d_0\omega_0 + n_B k_{\ddot{\theta}})p + \omega_0^2 + n_B k_{\dot{\theta}}] = k_{\theta} n_B \tau [p^2 + (n_{22} + \frac{1}{\tau})p + \frac{n_{22}}{\tau}]$$

Прирівнюючи коефіцієнти при відповідних ступенях оператора  $p$ , отримуємо систему трьох рівнянь з трьома невідомими  $k_{\theta}$   $k_{\dot{\theta}}$   $k_{\ddot{\theta}}$  :

$$k = k_{\theta} n_B \tau;$$

$$2d_0\omega_0 + n_B k_{\ddot{\theta}} = n_{22} + \frac{1}{\tau};$$

$$\omega_0^2 + n_B k_{\dot{\theta}} = \frac{n_{22}}{\tau}.$$

Звідси знаходимо передавальні числа автопілота:

$$k_{\theta} = \frac{k}{n_B \tau};$$

$$k_{\dot{\theta}} = \frac{1}{n_B} \left( \frac{n_{22}}{\tau} - \omega_0^2 \right);$$

$$k_{\ddot{\theta}} = \frac{1}{n_B} \left( n_{22} + \frac{1}{\tau} - 2d_0\omega_0 \right).$$

Скористаємось пакетом Simulink системи Matlab. Схема моделювання статичної САУ кутом тангажа рис.4.8, та перехідні процеси рис 4.9.

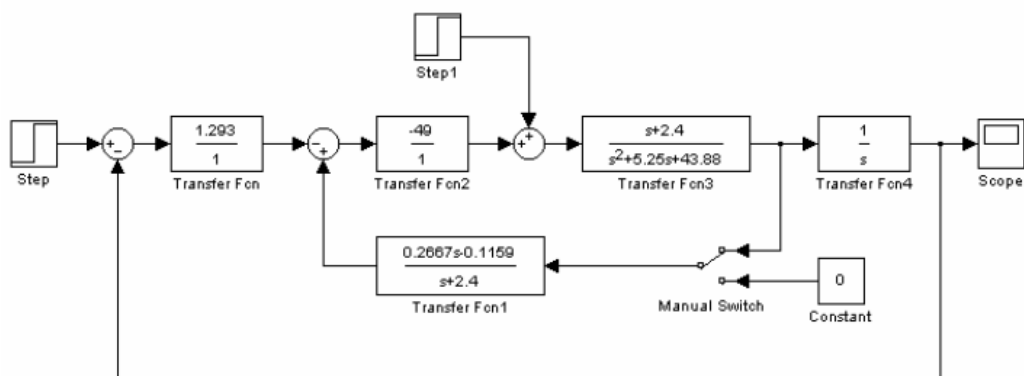


Рис4.8.Схема моделювання статичної САУ кутом тангажа

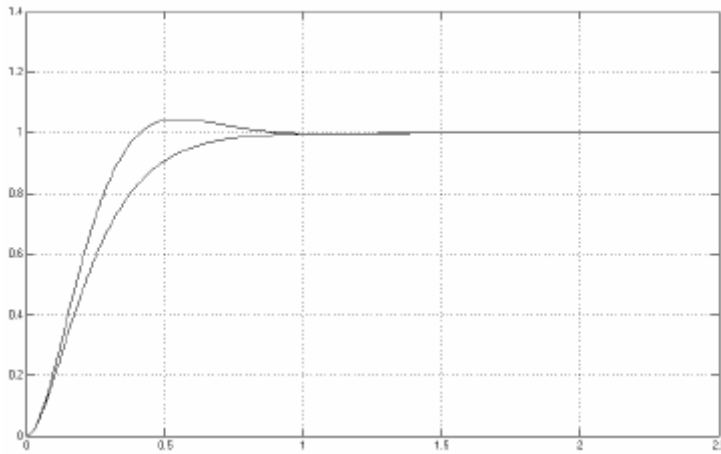


Рис 4.9. Перехідні процеси в статичній САУ

Оптимізацію конструктивних параметрів компоувальної схеми ОЛ з ЗПБ можна здійснити, використовуючи критерій динамічною стійкості як критерій якості компоувальної схеми, якщо ввести відповідний функціонал. Проте, конструктивне доопрацювання об'єкту можливе на ранніх етапах проектування. Ми ж поставлені перед фактом нестійкості, а тому необхідно оцінити, що слід чекати(у плані ефективної стабілізації) від використання інших методів.

Простий і ефективний засіб рішення поставленої задачі полягає в застосуванні спеціальних демпферів коливань рідини, що різко збільшують декремент її коливань. Необхідні характеристики демпферів в першому наближенні визначаються по формулах, якщо задатися деякою гранично допустимою амплітудою коливань вільної поверхні рідини у стінки  $n$ -го бака  $\zeta_{no}$ , а отже(згідно з рівняннями обуреного руху), і амплітудою кутових коливань корпусу  $\theta_0$  і керуючих органів  $\delta_0$ .

Нехтуючи при застосуванні демпферів коливання рідини в якості початкового наближення усіма дисипативними ефектами, окрім власного демпфування, можна покласти

$$a_n^0 \sim -\frac{1}{2} w_{sn}^0 \beta_{sn} \sqrt{\zeta_{no}},$$

де  $a_n^0$  - дійсна частина коренів характеристичного рівняння, що відповідає коливанням осциляторів.

Тоді можна визначити необхідні значення  $\beta_{sn}$  у функції від амплітудної характеристики автомата стабілізації  $A(w_{sn}^0)$  на частоті відповідного осцилятора з наступної формули

$$a_n^0 - \varepsilon v_{0n} A(w_{sn}^0) = 0,$$

де  $\varepsilon v_{0n} = d_{0n} a_n^0$  -- уявна частина вирахування передатної функції в полюсі  $p = p^0$ ;

$d_{0n}$  -- діаметр петлі частотної характеристики відповідної  $w \sim w_{sn}^0$  ( $d_{0n} > 0$ , якщо петля у верхній напівплощині).

Далі за допомогою формул, що встановлюють залежність коефіцієнтів  $\beta_{sn}$  від характерних параметрів демпфера (число ребер, відносна ширина), можна визначити потрібні характеристики демпфера. Те, що дисипативні ефекти, що утворюються радіальними ребрами приблизно пропорційні кореню квадратному з амплітуди коливань рідини, є сприятливим чинником, допоміжним у формуванні в системі стійкого циклу. Точніше визначення параметрів цього циклу у функції часу польоту вимагає детальніших досліджень, що включають інтеграцію системи рівнянь.

В результаті математичного моделювання збуреного руху ОЛ з ЗПБ були отримані необхідні величини додаткового демпфування для забезпечення стійкості коливань на частотах приєднаних осциляторів і пружного корпусу.

Для традиційного закону управління, враховуючи формулу переходу, мініміські значення коефіцієнтів демпфування наступні:

$$\varepsilon_1^0 = 0,0087 \qquad \varepsilon_2^0 = 0,0138.$$

Для алгоритму стабілізації з прогнозомделлю

$$\varepsilon_1^0 = 0,0069 \qquad \varepsilon_2^0 = 0,0112.$$

У обох випадках потрібна значна кількість демпфуючих радіальних перегородок у баку з рідким киснем, що збільшує вагу конструкції.

Ідея третього методу ґрунтована на тому, що діаметр петель амплітудно-фазової характеристики об'єкту регулювання на власних частотах системи, близьких до частот власних пружних коливань корпусу, приблизно обернено пропорційний відповідним коефіцієнтам власного демпфування. Оскільки конструкційне демпфування грає на цих частотах головну роль в спільному балансі дисипативних сил, збільшення конструкційного демпфування удвічі приблизно у стільки ж разів знижує максимум амплітудно-частотної характеристики об'єкту на відповідній частоті. Це полегшило б амплітудну стабілізацію на данній частоті і поліпшило якість перехідних процесів при вільних пружних коливаннях у корпусі. Трудність тут полягає в тому, що на відміну від демпферів коливань рідини, що

ефективно вирішують аналогічну задачу, створення демпферів упругих коливань корпусу представляє важко вирішуване інженерне завдання. Те ж відноситься до штучного збільшення конструкційного демпфування.

Складовою частиною проблеми забезпечення стійкості в діапазоні частот власних пружних коливань корпусу є завдання раціонального розміщення датчиків.

Необхідно підкреслити неможливість вибору перерізу (або перерізів) для установки датчика кутового положення(у загальному випадку в комбінації з ДКПом), який ми беремо з конструктивних міркувань, гарантував біфазову стабілізацію усіх гармонік пружних коливань корпусу, що враховуються при розробці системи керування для важких носіїв (наприклад, "Сатурн V" -трьох, чотирьох гармонік). Для об'єктів з високими частотами власних пружних коливань корпусу, якими являється ОЛ з ЗПБ, коли досить враховувати одну-дві гармоніки, рішення задачі фазової стабілізації цих гармонік за рахунок раціонального вибору перерізів для установки відповідних датчиків цілком реально. Проте, зважаючи на особливості компоувальної схеми ОЛ з ЗПБ, розміщення ДКПов можливо тільки на ОЛ, що значно обмежує діапазон прийнятного розташування датчиків.

Рішення задачі стійкості методами амплітудної стабілізації за рахунок установки датчика кутового положення і ДКП в районі пучностей форм пружних коливань так само рисоперспективно в силу різкої відмінності положення пучностей для різних форм пружних коливань і зміни їх у міру вироблення палива.

П'ятий метод - збільшення жорсткості корпусу – може давати тільки локальний ефект, оскільки будь-яке кардинальне збільшення вигинистої жорсткості об'єкту з вибраними лінійними розмірами неможливе без погіршення вагових характеристик. Тому зниження частот власних пружних коливань корпусу при збільшенні ваги і лінійних розмірів носія є об'єктивним чинником, що витікає з теорії розмірності, який неможливо змінити, поки не будуть створені конструкційні матеріали з абсолютно новими властивостями.

## **Висновок**

В ході виконання дипломної роботи досліджено математичну модель та принципові особливості ОЛ з ЗПБ, з урахуванням рухливості рідкого палива та пружності загальної конструкції. Опираючись на це розроблено відповідне поставленому завданню програмне забезпечення. Результат досліджень свідчить про те, що для найкращого забезпечення системи стабілізації об'єкта як пружної конструкції з рідким наповненням можна використати наступні чинники:

1. Оптимізація конструктивних параметрів компоувальної схеми ОЛ з ЗПБ.
2. Збільшення коефіцієнтів демпфування коливань рідини.
3. Збільшення коефіцієнтів демпфування коливань корпусу.
4. Вибір оптимального розташування по довжині корпусу датчика кутового положення, а у разі потреби - також одного або декількох датчиків кутових швидкостей.
5. Збільшення жорсткості конструкції корпусу.



## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащи мижидкость. М, «Машиностроение», 1971, 563 с.
2. Рабинович Б.И. Исследование устойчивости систем с многими степенями свободы. М, «Техническая кибернетика», 1964, 169 с.
3. Сидоров И.М., Черемных С.В. Построение алгоритмов стабилизации деформируемого космического аппарата. М, «Космические исследования», 1973, 388 с.
4. Geisser E.D., Haeussermann W. Saturn guidance and control.-«Astronautics», 1962, 88 p.
5. Боднер, В.А. Теория автоматического управ- ления полетом / В. А. Боднер. М. : Наука,1964. 700 с.

## 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Охорона навколишнього середовища за останні десятиліття стала однією із найважливіших проблем сучасності. Тому потрібно дуже відповідально, ретельно ставитися до цього та завчасно знаходити засоби щодо запобігання забруднення та погіршення навколишнього середовища, як для людини, так і для природи взагалі. А також проектувати такі пристрої, датчики, системи, які б не наносили шкоди навколишньому середовищу.

Характер і масштаби сучасної антропогенної всезростаючої негативної дії на природне середовище викликають обґрунтовану тривогу з приводу серйозних наслідків, що відбуваються, для здоров'я і санітарно-епідеміологічного благополуччя більшості населення України і інших країн Європи.

6.1. Космодром - територія, на якій розміщується комплекс споруд, призначений для запуску космічних апаратів у космос. Назва створена за аналогією з аеродром для літаків. Зазвичай космодроми займають велику площу і розташовані на віддалі від густонаселених місць, щоб при падінні ступенів ракет-носіїв не завдати пошкоджень населеним пунктам або сусіднім стартовим майданчикам.

На певних територіях визначальними джерелами комплексного хімічного і фізичного забруднення довкілля в сучасних умовах є космодроми. Швидке зростання об'єму космічних запусків, що спостерігається в світі, що збільшився за останні роки близько 2 разів, привів до істотного збільшення витрати вуглеводневого палива, і як наслідок, об'єму викидів продуктів згорання в атмосферу на 3,5-4,5% щорічно. Такі ж темпи зростання збережуться і надалі.

Якщо транспорт світу нині споживає 20-25% всього спалюваного палива в рік, доля космічної авіації в цьому вжитку складає близько 5-9%. У населених пунктах провідним фізичним чинником, що впливає на населення є шум. Космодроми також є джерелами генерації інтенсивного електромагнітного випромінювання, небезпечного для здоров'я.

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

при цьому не враховуються.

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

Наслідки розвитку космічної авіації:

1. Забруднення повітря.
2. Шумові забруднення.
3. Електромагнітні випромінювання.
4. Температурні зміни в районах аеродромів.
5. Геоекологічні забруднення в районах космодромів.
6. Будівництво нових доріг.

## 6.2 Проблема забруднення атмосферного повітря

Атмосфера – газова оболонка земної кулі, що обертається разом з нею як єдине ціле. Атмосфера є великою рівноважною системою, у якій протікають різні перетворення по визначених природних законах.

Зміна рівноважного стану атмосфери, що виникає через господарську діяльність людини, може компенсуватися і згладжуватись фізичними і хімічними процесами, що відбуваються в ній. Іншими словами, атмосфера може самоочищатися і відновлюватися до первісного свого рівноважного стану. Однак ця здатність атмосфери до самоочищення і самовідновлення незначна. Порушення деякої межі забруднення атмосфери може привести до зміни її первісного рівноважного стану, тобто вона буде мати новий склад, нову будову, з якими пов'язані нові якості і закони фізико-хімічних перетворень у ній. Це буде інша атмосфера – відмінна від тієї, у якій людина, тваринний і рослинний світ пройшли еволюційний розвиток.

Атмосфера, як частина навколишнього середовища, має великий вплив на всілякі сторони його життя. Різні зміни в складі газової оболонки й у будові атмосфери внаслідок господарської діяльності людини приводять до глобальних наслідків – підвищенню захворюваності людей, зміні кліматичних умов, зміні рослинного і тваринного світу. Відомо, що формування кліматичних умов на Землі в основному відбувається в атмосфері.

Науково-технічний процес у промисловому виробництві в даний час сприяє тому, що в атмосферу безупинно надходить значна кількість промислових викидів – пил, шкідливі речовини і гази, пара, аерозолі.

Усі ці викиди спричиняють забруднення. Проблема санітарно-охорони атмосферного повітря від забруднення шкідливими речовинами стала однією з найважливіших проблем людства.

Забрудненням називається привнесення в яке-небудь середовище нових, не характерних для неї в розглянутий час фізичних, хімічних чи біологічних факторів, перевищення багатвікового рівня цих факторів у середовищі.

Основними джерелами забруднення атмосферного повітря є: теплоелектроцентралі, підприємства чорної і кольорової металургії, підприємства

по переробці нафти, підприємства будматеріалів, хімічної промисловості і транспорту. Повітряний транспорт не є основним джерелом забруднення атмосферного повітря, але „внесок” його досить вагомий.

Повітряні судна, що викидають шкідливі речовини з відпрацьованими газами авіаційних двигунів, у зоні аеропорту і на трасах польоту, забруднюють атмосферне повітря в глобальних масштабах. Внесок повітряного транспорту світу в забруднення атмосферного повітря можна оцінити приблизно по обсягу всіх споживаних нафтопродуктів у світі.

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) розробила в зв'язку з цим жорсткі норми емісії авіаційних двигунів.

До складу відпрацьованих газів реактивних двигунів, входять наступні основні компоненти, що забруднюють атмосферу: оксид вуглецю, вуглеводні (метан  $CH_4$ , ацетилен  $C_2H_2$ , етан  $C_2H_6$ , етилен  $C_2H_4$ , пропан  $C_3H_8$ , бензол  $C_6H_6$ , толуол  $C_6H_5CH_3$ , і ін.), оксиди азоту, альдегіди (формальдегід  $HCHO$ , акролеїн  $CH_2 = CH = CHO$ , оцтовий альдегід  $CH_3CHO$  й ін.), оксиди сірки, сажа (видимий димний шлейф за соплом двигунів), бензапирен. Викид дренуваного палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІКАО не допускається і повинний виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних суден. Незважаючи на це обмеження в авіації все ще експлуатуються старі конструкції авіадвигунів.

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційного двигуна є індекс емісії  $EI$ ,

що показує, скільки грамів речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива.

Зміст оксиду вуглецю і вуглеводнів у відпрацьованих газах авіаційних двигунів, обумовлюється неповним згорянням палива. Індокси емісії  $EI_{CO}$  і  $EI_{CH}$  залежать від типу камери згоряння, від коефіцієнта повноти згоряння палива  $\eta$ :

$$EI_{CO} = \frac{4167(1-\eta)}{\beta + 4,83} \beta;$$

$$EI_{CH} = \frac{4167(1-\eta)}{\beta + 4,83} \beta,$$

де характерна залежність для коефіцієнта

$$\beta = \frac{EI_{CO}}{EI_{CH}}$$

має вигляд  $\beta = 0,79(1-\eta)^{-0,37}$ .

Рівень емісії оксидів азоту  $NO_x$  залежить від температури в камері згоряння палива, тривалості перебування продуктів горіння в зоні горіння камери згоряння.

Тривалість перебування палив-повітряної суміші  $t_{пр}$  в жаровій трубі визначається:

$$t_{пр} = \frac{P_k V_{ж}}{m_i},$$

де  $P_k$  – тиск повітря за компресором двигуна;

$V_{ж}$  – об'єм жарової труби;

$m_i$  – маса повітря, що мінає через внутрішній контур двигуна.

Індекс емісії оксидів азоту визначається так

$$EI_{NO_x} = 0,06 \exp(6,78 \cdot 10^{-3} T_k + 0,13 \cdot 10^{-3} t_{пр}),$$

де  $T_k$  – температура повітря за компресором, від величини якої залежить температура суміші в зоні горіння.

Залежність індексу емісії  $EI$  (г/кг) від режиму роботи двигунів приведена на рис. 9.1.

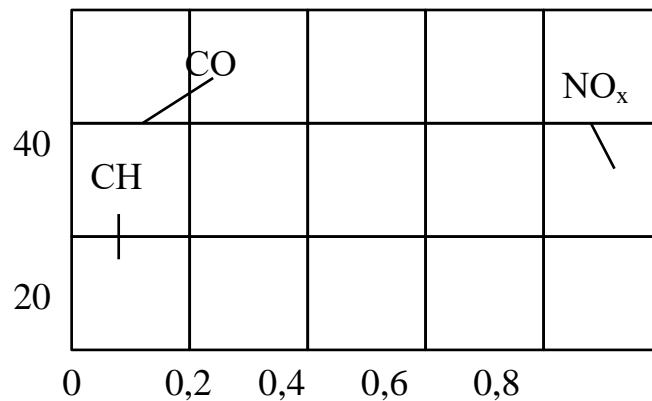
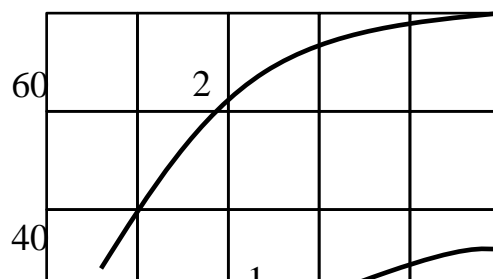


Рис. 9.1.

З графіку видно, що максимальний викид  $CO$  і незгорілого палива  $CH$  спостерігається на режимі малого газу внаслідок того, що на цьому режимі коефіцієнт повноти згоряння палива найменший через малі температури і тиски повітря в камері згоряння. Емісія  $NO_x$  мінімальна на режимах малого газу і досягає максимуму при злітних режимах роботи двигунів, коли температура в камері згоряння максимальна й умови утворення  $NO_x$  найбільш сприятливі. Диміння виникає через утворення часток сажі в камерах згоряння з великим надлишком палива і при високих температурах. Такі умови створюються в двигунах, коли вони працюють на режимах тяги, близьких до одиниці (рис. 9.2).



Космічні польоти є міжнародним джерелом забруднення атмосфери, що постійно розширюється, тому ряд країн і Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) проводять дослідження і розробляють заходи з метою обмеження забруднення атмосфери. Кардинальним напрямком, що веде до зниження викидів повітряними суднами, вважається обмеження емісії авіадвигунами шкідливих речовин, а в наступному і створення так званих «чистих» двигунів. Реалізація цього напрямку пов'язана з багатоцільовими науковими дослідженнями, що вимагають наявності сучасної високоточної апаратури і значних фінансових витрат при розробці й випробуваннях складних і дорогих конструктивних рішень на авіадвигунах. При цьому проведення всіх доробок і удосконалювання авіадвигунів не повинне позначатися на досягнутих рівнях безпеки польотів і надійності повітряних суден, а крім того, бути прийнятним з економічної точки зору.

6.3 Розрахунок Маса викидів повітряними суднами та еколого-економічної оцінку збитку

Визначення маси викиду, виробленого повітряним судном у районі аеропорту, здійснюється для злітно-посадочного циклу, що складається зі злітного (запуск і прогрів двигунів, зліт, набір висоти 1000 м) і посадкового етапів (зниження з висоти 1000 м, посадка). Розрахунок викиду ведеться окремо для двигунів різних типів повітряних суден для розглянутого інтервалу часу (за рік).

Розрахунок маси  $M_{13-n}$ ,  $M_{23-n}$  викидів  $CO$  і  $NO_x$  при злітно-посадочних операціях виконується за формулами:

$$M_{13-п} = n(W_{13}T_3 + W_{1нв}T_{нв} + W_{1п}T_п)N,$$

$$M_{23-п} = n(W_{23}T_3 + W_{2нв}T_{нв} + W_{2п}T_п)N.$$

де  $W_{13}$ ,  $W_{23}$  - маси шкідливих емісії відповідно  $CO$  і  $NO_x$  під час зльоту;

$W_{1нв}$ ,  $W_{2нв}$  - теж саме під час набору висоти 1000 м;

$W_{1п}$ ,  $W_{2п}$  - теж саме під час зниження з висоти 1000 м;

$T_3$ ,  $T_{нв}$ ,  $T_п$  - режимна напруженість в годинах двигунів під час зльоту, набору висоти 1000 м і зниженню з висоти 1000 м.

Розрахунки проводимо для двох режимів (набір висоти, захід на посадку з висоти 1000 м).

Для режиму набір висоти:

$$M_{1\text{НВ}} = 3 \cdot (0,0312 \cdot 0,037 + 0,0312 \cdot 0,037 + 0,0312 \cdot 0,037) \cdot 90 = 0,93,$$

$$M_{2\text{НВ}} = 3 \cdot (0,049 \cdot 0,037 + 0,049 \cdot 0,037 + 0,049 \cdot 0,037) \cdot 90 = 0,15.$$

Для режиму захід на посадку з висоти 1000 м:

$$M_{1\text{П}} = 3 \cdot (0,0312 \cdot 0,07 + 0,0312 \cdot 0,07 + 0,0312 \cdot 0,07) \cdot 90 = 1,77,$$

$$M_{2\text{П}} = 3 \cdot (0,049 \cdot 0,07 + 0,049 \cdot 0,07 + 0,049 \cdot 0,07) \cdot 90 = 0,93.$$

Оцінка збитку, який спричиняється річними викидами  $CO(З_1)$  і  $NO_x(З_2)$ , визначається за допомогою виразів:

$$З_1 = 120 \cdot \sigma \cdot m_1,$$

$$З_2 = 120 \cdot \sigma \cdot m_2.$$

Тут  $\sigma$  - показник відносної небезпеки забруднення атмосферного повітря (території промислових підприємств і промвузлів мають значення  $\sigma = 4$ );  $m_1, m_2$  - значення зведеної маси річних викидів відповідно  $CO$  і  $NO_x$  ( $m_1 = A_1 M_1$ ,  $m_2 = A_2 M_2$ );  $A_1 = 1$  і  $A_2 = 41,1$  - показники відносної агресивності відповідно  $CO$  і  $NO_x$ .

Для режиму набір висоти:

$$m_1 = A_1 M_1 = 1 \cdot 0,93 = 0,93, \quad m_2 = A_2 M_2 = 41,1 \cdot 0,15 = 6,16,$$

$$З_1 = 120 \cdot 4 \cdot 0,93 = 446,4,$$

$$З_2 = 120 \cdot 4 \cdot 6,16 = 2,957 \cdot 10^3.$$

Для режиму захід на посадку з висоти 1000 м:

$$m_1 = A_1 M_1 = 1 \cdot 1,77 = 1,77,$$

$$m_2 = A_2 M_2 = 41,1 \cdot 0,93 = 38,2,$$

$$З_1 = 120 \cdot 4 \cdot 1,77 = 849,6,$$

$$З_2 = 120 \cdot 4 \cdot 38,2 = 18,336 \cdot 10^3.$$

#### 6.4 Захист атмосфери від забруднення і зниження емісії авіаційних двигунів

Основний принцип захисту навколишнього середовища, у тому числі й атмосферного повітря, від забруднення, полягає в розробці комплексу заходів, які обмежують (виключають) надходження шкідливих речовин в атмосферу.

Виключити викиди означало б негайно перевести всі процеси, пов'язані з господарською діяльністю людини на Землі й в атмосфері, на цілком безвідходну технологію виробництва. А це зробити неможливо.

Людство порівняно нещодавно усвідомило і прийшло до необхідності поступового переходу промислових підприємств на безвідходну технологію, що виключає забруднення атмосферного повітря і

навколишнього середовища, чизводитьього до прийнятнорівня. Тому сьогоднізахист атмосферного повітряйде по шляху обмеженнявикидів, масияких не створювали б у приземному шаріконцентраціївищеграничноприпустимих, а в тропосфері і верхніх шарах атмосфери не викликалибизмін у складі і структурі. Заходи щодо захисту атмосферного повітря від забруднення розділяються на організаційні (розробка і впровадження нових транспортних засобів), планувальні (пристрій санітарно-захисних зон і т.д.), санітарно-технічні (будівництво очисних споруджень), технологічні (нові технології, що сприяють зменшенню шкідливих викидів).

## 6.5 Висновки

1) У даній роботі зменшення викиду шкідливих речовин в атмосферу здійснюється експлуатаційним методом зниження емісії, шляхом скорочення тривалості роботи двигунів.

Зменшується польотний час, тобто час за який літак виконує переліт з початкової точки маршруту до першого проміжного пункту маршруту і т.д. Очевидно, що при зменшенні часу перебування ПС в повітрі зменшується і кількість шкідливих викидів авіадвигунів в атмосферу.

2) Економічна ефективність розробки полягає у використанні меншої кількості палива при польоті літака.

3) При проектуванні і подальшій модернізації систем необхідно враховувати нормативи і вимоги екологічної безпеки.



## 7. ОХОРОНА ПРАЦІ

### ВСТУП

У данній роботі система стабілізації орбітального літака з зовнішнім паливним баком. Суб'єкт охорони праці – пілот (працівник), який керує орбітальним літаком.

#### 7.1 Опис робочого місця

Робоче місце – кабіна літального апарата. Під робочим місцем пілота мається на увазі простір і обладнання, де здійснюється безпосередній контакт людини з машиною в системі управління і протікають його трудові процеси.

Простір робочого місця пілота на орбітальному літаку обмежується кабіною або її частиною (при декількох членів екіпажу в загальній кабіні). Обладнання робочого місця пілота включає: крісло пілота, органи управління кермом літака, руховою установкою, агрегатами і системами літака, контрольну апаратуру, пілотажне обладнання, сигналізатори.

На передній панелі пілота розташовані прилади і покажчики, що відображають інформацію про просторове положення літака.

Головний із них - КПП (командно пілотажний прилад). По ньому льотчик контролює крен і тангаж, який задає за допомогою штурвалу, а так само відхилення від лінії заданого шляху, що надходить від БЦВМ.

Другий великий прилад - НПП (навігаційно пілотажний прилад), на нього виводиться навігаційна інформація (курс, КУР (курсний кут радіостанції), положення щодо посадочної прямої або відхилення від заданого курсу, при польоті з міжнародних маяках VOR.

Там же знаходяться стрілочні покажчики барометричних і радіовисотоміру, індикатор курсових кутів, покажчики швидкості і прискорення.

На балці, розташованій над лобовими стеклами, вільно переміщається індикатор бортового радіолокатора, за допомогою якого пілоти контролюють повітряну обстановку.

Педалі служать для повороту керма напряму в польоті. Маленькі педалі для керування гальмами.

## 7.2 Аналіз шкідливих та небезпечних факторів

Відповідно до Закону України "Про охорону праці" (постанова Верховної Ради України від 14 жовтня 1992 року № 2695-ХІІ), охорона праці - це система правових, соціально- економічних, організаційно - технічних, санітарно - гігієнічних та лікувально- профілактичних заходів і засобів, спрямованих на зберігання здоров'я і працездатності людини в процесі праці.

Основні небезпечні та шкідливі фактори, що впливають на працівника в процесі роботи:

Підвищенні рівні вібрації.

Вібрація викликає зниження зору, точності керуючих рухів, якості переробки оперативної інформації, показників уваги та інших психофізіологічних факторів.

Вібрація погіршує просторове орієнтування, утрудняє мова, сприяє розвитку втоми і перевтоми, тим самим безпосередньо впливає на професійну працездатність членів екіпажу.

При стажі льотної роботи в 10 років і більше виникали парестезії в руках і ногах, трофічні зміни шкіри стоп і гомілковостопних суглобів, запальність і дратівливість, порушення сну, головний біль, запаморочення та ін. При перевищенні ПДК до 2 разів виявлені зміни відмічалися у них у 2-6 разів частіше, ніж у льотного складу зі стажем роботи до 5 років. Вивчення показників артеріального тиску в спокої, під час 5-хвилинної ортостатичної проби до і після польотів виявляє підвищення судинного тонуусу у 50% членів екіпажу. Відзначено превалювання у них емоційної нестійкості, попереково-крижових радикулітів і астеничних станів, а також часте діагностування хронічного гастриту і виразкової хвороби зі зниженою секреторною функцією шлунка.

Високі рівні авіаційних шумів.

Вплив авіаційних шумів. Інтенсивне шкідливий вплив на організм членів екіпажів.

Слід зазначити, що надійних засобів захисту від авіаційного шуму не існує, а необхідність вести постійний радіообмін лише посилює його вплив на організм членів екіпажу. Систематичний вплив авіаційного шуму на організм членів екіпажу

перевищує допустимий рівень майже у 2 рази призводить до розвитку професійного захворювання слуху-кохлеарного невриту.

Крім того, вплив авіаційного шуму на організм викликає головний біль, порушення сну, підвищення артеріального тиску, стомлення й інші клінічні прояви, які розцінюються як неврастенічні, астенічні і вегетативні дисфункції, які суттєво впливають на професійну працездатність у польоті.

Коливання атмосферного тиску при зльотах, посадках, наборі висоти і на зниженні.

Вплив зміни атмосферного тиску. Так як і в ЛА з негерметичними кабінами зміна атмосферного тиску для екіпажу визначається висотою польоту. У гермокабінах тиск відповідає рівню висоти рівному 1000-3000 м. при парціальному тиску кисню від 111-125 мм.рт.ст., що свідчить про наявність гіпоксії (кисневого голодування). Наявність гіпоксії викликає млявість, втома, перевтома, погіршення точності керуючих рухів, якості переробки оперативної інформації, можливості появи помилок через зниження професійної працездатності.

Знижений парціальний тиск в кабіні (гіпоксія).

Температурний дискомфорт у кабіні.

## 7.2.1 Розрахунок рівня шуму

Вимірюються максимальні рівні шуму  $L_{Ai}$  при кожному впливі, а також час впливу  $t_i$  (за час дії приймається значення, рівне часу звучання «верхніх» 10 дБ (А), тобто врем'япревищення рівня звуку на 10 дБ (А) нижче максимального вимірюваного значення).

Еквівалентний рівень звуку визначається формулою:

$$L_{A_{\text{звн}}} = 10 \lg \left[ \frac{1}{T} \sum_{i=1}^N (\tau_{\text{зф}_i} \cdot 10^{0,1 L_{Ai}}) \right]$$

де  $T$  - регламентований інтервал часу, рівний 57600с для денного часу (з 7.00 до 23.00 год) і 28800с з для нічного часу (з 23.00 до 7.00 год);  
 $N$  - число впливів за розглядуємий період;  
 $L_{Ai}$  - максимальний рівень звуку при  $i$ -му впливі;  
 $\tau_{\text{зф}_i}$  - Ефективний час  $i$ -го впливу шуму, рівне  $t_i/2$  при прольотах і  $t_i$  при випробуванні двигунів.

Допускається визначати час впливу при прольотах за формулою:

$$\tau_i = K \frac{R}{V}$$

де  $K$  - постійна, яка дорівнює 3,4 для реактивних і 2,5 для гвинтових ПС;

$R$  - найкоротша відстань до джерела шуму, м;

$V$  - швидкість польоту ПС, м/с; з використанням усереднених залежностей часу впливу від висоти і режиму польоту для кожного типу ПС, представлених його виробником або компетентною організацією замовника; за відомим часу звучання «верхніх» 10 дБ (А) для заданого видалення, коли перерахунок цього часу для другого видалення здійснюється з використанням поправки, що дорівнює 7,5 дБ (А) при кожному 10-кратній зміні видалення (метод ІКАО).

Різновидом методу є випадок, коли вимірювання в даній точці максимальні рівні звуку осереднені для однорідних операцій (зліт, посадка, випробування двигунів) кожного типу експлуатованого в аеропорту ПС (за даними не менше ніж 5 вимірювань) з наступним використанням цієї інформації для розрахунку очікуваного еквівалентного рівня для денного і нічного часу. Осереднення виконується за формулою:

$$\bar{L}_{A_i} = 10 \lg \left( \frac{\sum_{i=1}^N 10^{0,1L_{Aij}}}{N} \right)$$

де  $L_{Aij}$  - максимальний рівень звуку НД  $j$ -го типу при  $i$ -му впливі; знаючи інтенсивність польотів за розкладом кожного типу ПС і маршрути їх руху, значення  $L_{Aекв}$  можна визначити за формулою

$$L_{A_{екв}} = 10 \lg \left[ \frac{1}{T} \sum_{j=1}^M \left( K_j \bar{\tau}_{зш\bar{v}j} \cdot 10^{0,1L_{Aij}} \right) \right]$$

де  $M$  - число експлуатованих в аеропорту типів ПС;

$\bar{\tau}_{зш\bar{v}j}$  - ефективне середній час впливу ВС  $j$ -го типу, причому  $\bar{\tau}_{зш\bar{v}j} = \frac{\sum_{i=1}^N \tau_{зш\bar{v}ij}}{M}$ , (тут  $\tau_{зш\bar{v}ij}$  - ефективне час впливу шуму при  $i$ -му впливі НД  $j$ -го типу);  $K_j$  - число впливів НД  $j$ -го типу за аналізований період спостереження за розкладом.

Згідно ГОСТ 20296-81 «Літаки і вертольоти цивільної авіації. Допустимі рівні шуму в салонах і кабінах екіпажу і методи вимірювання шуму» Ми маємо допустимий рівень шуму у робочому приміщенні, тобто у кабіні пілота.

Рівень шумів при старті орбітального літака близькі до критичних шумів 145 дБ. Тому існує необхідність у зменшенні шуму за рахунок шумоізоляції і т.д.

## 7.2.2. Заходи щодо зменшення шуму

При дії більш інтенсивного шуму потрібен захист органів слуху. Допустимі рівні звукового тиску регламентуються ГОСТ 20296-81 «Літаки і вертольоти пасажирські і транспортні. Допустимі рівні шуму в салонах і кабінах екіпажу і методи вимірювання ». У кабінах екіпажу всіх літаків шуми не повинні перевищувати криву № 75, а для вертольотів - № 95, причому для екіпажі вертольотів передбачено застосування індивідуальних засобів захисту від шуму. З метою профілактики несприятливого впливу авіаційного шуму на організм людини та збереження здоров'я і працездатності осіб, що працюють в умовах шуму, необхідно проведення цілого комплексу заходів. Ці заходи складаються із законодавчих, організаційних, інженерних та медико-біологічних. Найбільш радикальними є технічні заходи, спрямовані на обмеження шуму в джерелі його освіти або на шляхах його поширення.

З метою вибору найбільш оптимальних індивідуальних засобів захисту від шуму льотних екіпажів експлуатуються в даний час в ГА літаки і

При шумі з рівнем звукового тиску до 100 дБ цілком достатньо втулок, вкладишів або тампонів. При шумі від 100 до 125 дБ необхідно користуватися, крім того, навушниками. Захист від шуму з рівнем звукового тиску 125-130 дБ і більше може бути здійснена тільки за допомогою високоефективних протишумових костюмів. Для забезпечення зниження впливає на екіпажі літаків і вертольотів шуму до допустимих рівнів згідно з гігієнічними вимогами застосовуються радіогарнітури, які є і засобами зв'язку, і індивідуальними засобами захисту від шуму.

Найбільш поширені в ГА радіогарнітури: АГ-2М, ГНШ-С-12 (АГ-3) і ГНШ-С-20, які ефективні тільки для літаків з ТР-двигунами. Для літаків з поршневіми і ТБ-двигунами і вертольотів бажано застосування радіогарнітури із заглушками типу Г-63 та Г-67с. З метою профілактики шумо-вібраційної патології у всіх випадках суттєве значення має також правильно організований режим праці та відпочинку осіб, що працюють в умовах шуму. Тому можна зробити висновок, що для пілотів

орбітальних літаків не достатньо навушників а треба ще у скофандри додавати шумодавні матеріали і пристрої.

### 7.2.3 Заходи щодо зменшення вібрації

При тривалому впливі вібрації на організм людини розвиваються морфо-функціональні зміни місцевого загального характеру, що може обумовити захворювання. Вібраційна хвороба

пов'язана з порушенням функцій різних систем організму. Допустимі рівні вібрації регламентуються ГОСТ 26382-84. «Двигуни газотурбінні цивільної авіації. Допустимі рівні вібрації загальні вимоги до контролю вібрації».

Способи профілактики вібраційної хвороби можна розділити на технічні, організаційні і медичні.

Технічні способи полягають у зниженні рівнів вібрацій в джерелі і на шляхах їх розповсюдження. Обидва ці способи передбачають розробку нових конструктивних рішень при створенні або модернізації літальних апаратів. Тому ми не будемо детально їх розглядати. Слід лише згадати, що високочастотні складові спектра вібрацій можуть бути значно ослаблені застосуванням віброгасильними килимків і подушок для крісел екіпажу.

Організаційні заходи. Для зменшення шкідливого впливу вібрацій на організм льотчиків велике значення має правильна організація режиму праці та відпочинку.

Медичні заходи. У комплексі лікувально-профілактичних заходів велике значення мають фізіотерапевтичні процедури: ванни для рук і ніг, масаж, гімнастика, ультрафіолетове опромінення. Систематичне застосування водних процедур покращує периферичний кровообіг, живлення м'язів і нервів.



### 7.3 Забезпечення пожежної безпеки

Згідно з НАПБ Б.03.002-2007 "Норми визначення категорій приміщень, будинків та зовнішніх установок за вибухопожежною та пожежною небезпекою" приміщення відноситься до категорії "Д".

Відповідно до вимог ДСТУ 12.1.004 -91 організаційно-технічні заходи щодо забезпечення пожежної безпеки містять у собі:

організацію навчання працюючих правилам пожежної безпеки;

використані для приміщення негорючі матеріали, які під впливом вогню або високої температури не загоряються, не тліють та не обвуглюються;

прокладка кабелів у місцяхоздоблених не горючими матеріалами

апаратура з наявністю аварійних світових сигналів

Додаткові міри у разі виникнення пожежі:

система пожежної сигналізації СПС-БГО АТ "Украналіт". Вона повинна здійснюватисамоконтрольсправностіскладовихчастин,асаме:блоку сигналізації(БС)ідатчиківдимув(ДД),атакожміжблоковихсполук;сигналізуватипроп ояву задимленості увідсікахлітака,ступіньякої характеризує можливістьвиникненняпожежі.

наявність переносного вогнегасника ВВК-5(вуглекислотний).

У разі виникнення пожежі екіпаж повинен негайно покинути приміщення за допомогою катапультиування.Члениекіпажубуквально"сидять" на них.Позадукріслакомандираєлюкшахтааварійногопокидання,він проходить внизкрізьвсюносовучастинулітака.

## 7.4 Висновки

В ході аналізу були виявлені наступні шкідливі фактори:

Високі рівні авіаційних шумів;

Підвищені рівні вібрації;

Коливання атмосферного тиску при зльотах, посадках, наборі висоти і зниженні;

Знижений парціальний тиск кисню в кабінах (гіпоксія);

Температурний дискомфорт у кабінах;

Для цих шкідливих факторів були запропоновані шляхи покращення умов праці. Наприклад такі як: використання високоефективних протишумових костюмів, широке застосування радіогарнітури із заглушками типу Г-63 та Г-67с. Використання віброгасильних крісел для екіпажу, та впровадження обов'язкових медичних процедур. А також організація правильного режиму відпочинку.

Також запропоновані заходи щодо забезпечення пожежної безпеки. Запропоновано використання системи пожежної сигналізації СПС-БГО з різними видами датчиків, а також заходи, які підвищують рівень безпеки та ризик виникнення пожежі