

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри
доктор техн. наук проф.
_____ Терещенко Ю.М.

" ____ " _____ 2024р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА
ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
“ АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ ТА ЕНЕРГЕТИЧНІ УСТАНОВКИ ”

Тема: Двоконтурний турбореактивний двигун з покращеною камерою згоряння.

Виконавець: студент ГУ-413 _____ Калантай Іван Ігорович

Керівник: к. т. н, доцент _____ Гвоздецький Іван Іванович

Нормоконтролер : _____ / _____ /

КИЇВ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра авіаційних двигунів

Освітній ступінь «Бакалавр»

Спеціальність: 142 «Енергетичне машинобудування»

Освітньо-професійна програма: «Авіаційні двигуни та енергетичні установки»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

д-р. техн. наук, проф.

_____ Ю.М. Терещенко

« ____ » _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Калантая Івана Ігоровича

Тема роботи: « Двоконтурний турбореактивний двигун з покращеною камерою згоряння »

1. Затверджено наказом ректора від 23.04.2024 р. № 617/ст)
2. Термін виконання роботи: з 12 травня 2024 р. по 11 червня 2024 р.
3. Вихідні дані для роботи: статистичні відомості про наявність шкідливих продуктів згоряння у вихлопних газах газотурбінних двигунів та порівняння їх допустимої кількості згідно з нормами ІКАО.
4. Зміст пояснювальної записки: аналіз параметрів робочого процесу сучасних двоконтурних турбореактивних двигунів і тенденцій до їх підвищення, термогазодинамічні розрахунки турбореактивного двоконтурного двигуна, розробка конструкції камери згоряння проєктованого двигуна зі зменшеною емісією шкідливих продуктів згоряння в атмосферу .
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: схема продольного розрізу ТРДД, схема паливної системи, креслення вузла камери згоряння та схеми її елементів.
6. Календарний план-графік виконання кваліфікаційної роботи :

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Огляд літератури і статистичних даних за темою кваліфікаційної роботи (двоконтурні ТРДД з високим ступенем двоконтурності та транспортні літаки з такими двигунами)	Березень 2024	
2	Термо-газодинамічні розрахунки проєктованого ТРДД з високим ступенем двоконтурності та розробка його основних систем	Квітень 2024	
3	Аналіз механізму утворення шкідливих викидів з продуктами згоряння палива в камерах згоряння і конструктивних способів їх зменшення.	До 05 травня 2024	
4	Норми ІКАО на утворення шкідливих продуктів в камерах згоряння авіаційних ГТД та способи зменшення їх викидів в атмосферу.	До 15 травня 2024	
5	Виконання графічних робіт	До 01 червня 2024	
6	Оформлення пояснювальної записки	До 05 червня 2024	

7. Дата видачі завдання : 01 березня 2024 р.

Керівник дипломної роботи _____
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____
(підпис)

Гвоздецький І.І.
(ПП)

Калантай І.І.
(ПП)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи « Двоконтурний турбореактивний двигун з покращеною камерою згоряння »

Кількість сторінок - 48 , Кількість рисунків - 8 , Кількість використаних джерел інформації - 12

ГАЗОТУРБІННИЙ ДВОКОНТУРНИЙ ДВИГУН, КАМЕРА ЗГОРЯННЯ, ЗАВИХРЮВАЧ, ЗАПАЛЬНИК, ЗОНА ГОРІННЯ, ЗОНА ЗМІШУВАННЯ

Об'єкт дослідження – Двоконтурний турбореактивний двигун з високим ступенем двоконтурності для дальнього магістрального літака.

Предмет дослідження – утворення паливно-повітряної суміші та її згоряння.

Мета кваліфікаційної роботи - розробка конструкції силової установки з двоконтурним турбореактивним двигуном з оптимальними значеннями параметрів робочого процесу, що забезпечують високий ККД і відносно низькі значення питомої витрати палива та зменшення емісії шкідливих викидів в атмосферу.

Метод дослідження- теоретичний та розрахунковий.

Розроблена камера згоряння кільцевого типу з двома послідовно розташованими зонами змішування палива з повітрям. Встановлено, що попереднє змішування палива з повітрям з утворенням багатої паливо-повітряної суміші забезпечує зменшення утворення монооксиду вуглецю в первинній зоні горіння, а в другій зоні горіння підвищення температури при згорянні збідненої суміші сприяє більш повному з'єднанню азоту з киснем, що у підсумку сприяє зменшенню викидів шкідливих речовин у атмосферу.

Під час виконання кваліфікаційної роботи використовувалися системи автоматизованого проектування (САПР), Mathcad для математичних розрахунків та AutoCAD для графічної частини проекту.

Матеріали кваліфікаційної роботи рекомендується використовувати при проектуванні нових ГТД, у навчальному процесі на аерокосмічному факультеті НАУ та в практичній діяльності розробників газотурбінних двигунів.

ЗМІСТ

Вступ.....	8
1. АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ДАНИХ СУЧАСНИХ ПС.....	10
1.1 Аналіз основних льотно-технічних даних сучасних ПС, аналогічних за призначенням розроблюваному.....	10
1.3 Вибір та обґрунтування параметрів робочого процесу проектованого двигуна.....	13
1.3.1 Вибір ступеня двоконтурності.....	13
1.3.2 Ступінь підвищення тиску в компресорі.....	14
1.3.3 Вибір температури газів перед турбіною.....	15
1.3.4 Ступінь підвищення тиску повітря у вентиляторі.....	15
2. ПРОЕКТУВАННЯ ДВОКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА.....	17
2.1 Термодинамічний розрахунок двигуна.....	17
2.2 Газодинамічний розрахунок ТРДД.....	17
2.2.19 Уточнення параметрів двигуна.....	19
2.3 Розрахунок на міцність основних деталей проектованого ТРДД.....	20
2.4 Розробка основних систем проектованого ТРДД.....	20
2.4.1 Система живлення паливом.....	20
2.4.2 Підбір основного паливного насоса.....	20
2.4.3 Визначення розмірів двохкамерної паливної форсунки.....	22
2.4.4 Розрахунок системи змащування проектованого ТРДД.....	24
2.4.5 Визначення потрібної кількості прокачуваного мастила через двигун.....	24
2.4.6 Визначення ємності маслобака.....	24
2.4.7 Вибір параметрів вузла нагнітаючого маслонуасоса.....	25
2.4.8 Підбір параметрів відкачуючих маслонуасосів.....	26
2.4.9 Пускова система.....	27
2.4.10 Оцінка потрібної потужності пускового пристрою.....	27
2.4.11 Побудова діаграми запуску.....	28
2.4.12 Розрахунок тривалості запуску.....	30
Висновки до проектної частини.....	32
3. РОЗРОБКА ПОКРАЩЕНОЇ КАМЕРИ ЗГОРАННЯ ДЛЯ ПРОЕКТОВАНОГО ДВИГУНА.....	33
3.1 Емісійні характеристики авіаційних ГТД та способи їх удосконалення.....	33
3.2 Загальні дані про шкідливі викиди ГТД та методи їх зменшення.....	34
3.3. Основні напрями покращення екологічних характеристик двигуна.....	41
3.4 Розрахункова оцінка емісійних характеристик авіаційних ГТД.....	43
3.5 Перспективи застосування водневого пального.....	44
ВИСНОВКИ ДО КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ.....	47

Список використаних джерел.....	48
Додаток А Термодинамічний розрахунок.....	49
Додаток Б Газодинамічний розрахунок.....	55
Додаток В Розрахунок на міцність деталей ГТД.....	75

ВСТУП

Проектований в кваліфікаційній роботі авіаційний двигун є турбореактивним двоконтурним з великою ступінню двоконтурності, трьохвальним без змішування потоків, з реверсом тяги, з переднім розташуванням вентилятора. При розробці його конструктивної схеми в якості прототипу був вибраний двигун Д-18Т, спроектований в Україні Запорізьким конструкторським бюро ЗМКБ « Івченко-Прогрес» під керівництвом Генерального конструктора В.А. Лотарева наприкінці 1980-х років. Серійне виробництво цього двигуна було розгорнуто на Запорізькому моторобудівному заводі «Мотор-Січ». Цей двигун використовується на транспортних літаках АН-124 «Руслан», а також на найбільшому в світі транспортному літаку Ан-225 « Мрія»

Він складається з таких силових модулів:

1. Одноступінчатий надзвуковий вентилятор;
2. Близькозвуковий компресор середнього тиску;
3. Проміжний корпус;
4. Коробка приводів агрегатів;
5. Компресор високого тиску;
6. Камера згоряння кільцева двоярусна;
7. Одноступінчата турбіна високого тиску;
8. Одноступінчаста турбіна середнього тиску;
9. Трьохступінчаста турбіна вентилятора;
10. Задня опора;
11. Реактивне сопло внутрішнього контуру.

Застосування для проєктованого двигуна трьохвальної схеми дозволяє отримати більш високий ККД окремих каскадів компресору, забезпечити більш високі запаси по помпажу, використовувати для запуску двигуна пусковий пристрій малої потужності. Окрім цього, у трьохвального двигуна найбільш навантажені ротори коротші, тому вони більш жорсткі, краще зберігають радіальні зазори.

Опис силової схеми.

Вхідний пристрій дозвуковий, представляє собою прямий канал, зовнішні стінки якого виготовлені із сплаву В-95, до якого кріпиться повітрязабірник, а також деталі гондоли двигуна.

Компресор трьохкаскадний. Складається з вентилятору (КНТ), каскаду середнього тиску (КСТ), каскаду високого тиску (КВТ). Їх ротори не пов'язані між собою механічно і обертаються з різними частотами. Вентилятор-одноступінчастий, надзвуковий. З метою зменшення перетікання повітря у вентиляторі зведені до мінімуму радіальні зазори. Конструктивні особливості спрямляючого апарату вентилятора, що вирівнює повітряний потік за робочим

колесом до осьового направлення, складається в наявності шумопоглинаючих панелей. Робочі лопатки вентилятора мають антивібраційні полки, які утворюють жорсткий кільцевий бандаж для зниження напруги у пера лопатки вентилятора.

Передня опора виконана на пружному демпфері- між стаканом і зовнішньою обіймою утворена замкнута порожнина, яка обмежена маслом ущільнювальним кільцем. При роботі двигуна ця порожнина заповнюється маслом. Для ущільнення масляних порожнин застосовуються графітові ущільнювачі.

В конструкції компресора середнього і високого тисків проведені заходи, які направлені на підвищення надійності і ефективності роботи двигуна. Для зниження перетікання повітря на робочих кільцях наносять спеціальне покриття.

Передня опора роторів СТ і ВТ мають масляні демпфери. Для забезпечення стійкості роботи компресорів на нерозрахункових режимах застосована система управління компресорами. В конструкції компресорів широко використовуються титанові сплави, які мають високу питому міцність.

Камера згоряння кільцева, забезпечує стійкий процес горіння в широкому діапазоні зміни швидкостей і висот польоту і дозволяє забезпечити надійний запуск на землі і в польоті. Виконана вона двоярусною. На зовнішній оболонці камери згоряння змонтовані фільтри для кріплення робочих теплових лопаток

Жарова труба закріплена в кільцевому каналі КЗ на спеціальних втулках так, що може змінювати свій об'єм і розширюватись при температурному нагріві без додаткових температурних напружень.

В передній частині жарової труби встановлені завихрювачі, через які первинне повітря потрапляє в жарову трубу. Обертання повітря забезпечує утворення зон зворотних течій, необхідних для займання пального і для стійкого горіння паливо повітряної суміші.

Турбіна забезпечує відбір енергії газів й перетворює її в механічну роботу на валу. Турбіна даного ТРДД має високий ККД за рахунок відповідного профілювання і ретельної обробки поверхні лопаток турбіни. Турбіна двигуна осьова, трьохкаскадна. В конструкції всіх трьох турбін успішно реалізовані наступні рішення:

1. Застосування безрозхідних ущільнювачів;
2. Бандажування лопаток;
3. Оригінальні способи фіксації і кріпленні робочих лопаток.

Найбільш термонапружені деталі турбіни (диски, робочі лопатки ТВТ, корпуса опор, лопатки соплових апаратів ТВТ, ТСТ) охолоджуються повітрям, що потрапляє через вал від КСТ.

Задня опора турбіни- силовий елемент двигуна. Включає опору ТНТ і реактивне сопло внутрішнього контуру. В конструкції ТВТ застосовуємо турбоохолодильник, який знижує температуру повітря, яке подається на охолодження і повертає частину роботи ТВТ, тим самим розвантажуючи ступінь.

При виборі конструктивних матеріалів для конструктивних елементів двигуна врахувались перш за все температурні умови їх роботи, рівень і характер діючих навантажень, і відповідні їм характеристики міцності матеріалів, можливість пошкоджень сторонніми предметами, що можуть попадати в двигун в процесі його роботи. Важливими обставинами, що брались до уваги при виборі матеріалів є також технологічні особливості виготовлення відповідних деталей, а також вартість відповідних матеріалів. Виходячи з такого комплексного підходу для основних деталей для проектного двигуна вибрані матеріали, перелік яких наведено в таблиці.

1. АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ДАНИХ СУЧАСНИХ ПС

1.1. Аналіз основних льотно-технічних даних сучасних ПС, аналогічних за призначенням розроблюваному.

Даний проект передбачає проектування транспортного літака в залежності від рівня вибору проектних параметрів. Процес визначення параметрів носить послідовний характер і містить у собі ряд послідовностей, що дозволяють одержати реальну модель літака як системи. [Використані джерела №1,2] Аналіз статистичних даних будемо робити по літаках : Іл - 76 ТД, С -5 А (США), С -141 (США), Ан - 124 "Руслан".

На основі аналізу літаків - аналогів, задаємося наближеними параметрами для проектного ПС і зводимо їх у таблицю 1.1.

Таблиця 1.1

Статистичні дані літаків - прототипів.

	С-141	Іл-76 ТД	С-5А	Ан-124	Проектований
Категорія ПС	Вантажне ПС	Вантажне ПС	Вантажне ПС	Вантажне ПС	Вантажне ПС
Розташування двигунів і крила	Двигун під крилом	Двигун під крилом	Двигун під крилом	Двигун під крилом	Двигун під крилом
Злітна маса, т	143.6	170	363	405	400
Число двигунів	4	4	4	4	4
Тяга двигуна, кН	95.3	120	186	233	233

Продовження таблиці					
Тягоозброєння	2.62	2.82	2.25	2.15	2.5
Дальність польоту з тах ком. навант.	3900 (42)	3600 (40)	5000 (100)	8500 (120)	4500 (120)
$V_{\text{зах на пос}}$, км/год	215	220	210	240	234
Розбіг, м	1480	1850	2200	2700	1557
Пробіг, м	816	960	1090	1900	803
Потрібна довжина злітної смуги, м	2100	2100	3000	3000	2550
Площа крила, м ²	300	300	550	628	707
Розмах крила, м	48.8	50.5	67.7	73.3	78
$V_{\text{крейс}}$, км/год	825	850	835	835	816
Висота польоту, м	11000	10000	9500	11000	10000
Марка двигуна	TF-33-P7	Д-30 КП	TF-36-6 E	Д-18 Т	Проектований
Тип двигуна	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРДД

На основі аналізу статистичних даних по представлених літаках, застосовуємо схему літака високоплан зі звичайною схемою оперення.

У порівнянні з прототипами значно збільшена площа крила, а отже і розмах, що дозволило домогтися поліпшення аеродинаміки літака.

Аналіз основних технічних даних аналогів проектного ГТД.

Таблиця 1.2

Статистичні дані двигунів

Двигун	PW4462	RB211-524G/H-T	ПС-90А	Д-18Т	Проектований
Країна	США	Англія	Росія	Україна	—

Продовження таблиці					
$R_{взл}, \text{кН}$	276	258	160	234	233
m	4.8	4.3	4.36	5.6	6
π_{Σ}	32.3	33	35.5	24	24
$\pi_{вл}$	1.8	–	1.64	–	1.65
$T_{г}^*, \text{К}$	–	1505	1640	1610	1650
$G_{в}, \text{кг/с}$	–	729	470	760	726

$C_{уд\ взл}, \text{кг}/(\text{кгс}^*\text{ч})$	0.378	–	0.378	0.345	0.39
$C_{уд\ крейс}, \text{кг}/(\text{кгс}^*\text{ч})$	–	0.564	0.595	0.546	

Проаналізувавши основні технічні дані двигунів можна з упевненістю сказати, $C_{уд}$ можна знизити в такий спосіб: підвищенням $\pi_{к\Sigma}^*$ компресора, підвищенням температури газів перед турбіною $T_{г}^*$, збільшенням ступеня двоконтурности m .

На основі даних двигунів прототипів вибираємо параметри двигуна так, щоб у кінцевому рахунку, одержати досить економічний двигун, що відповідає усім вимогам, що пред'являються до силових установок ПС.

У проектуваному двигуні утілені всі ті кращі тенденції моторобудування, що існують у двигунах прототипах.

1.3 Вибір та обґрунтування параметрів робочого процесу проектуваного двигуна.

В даний час питомі параметри дозволяють зробити порівняльну оцінку конструктивної досконалості ТРДД. Чим більше, за інших рівних умов, питома тяга і чим менше питома витрата палива і питома вага ТРДД тим більше досконалим у конструктивному відношенні є двигун. Відомо, що при заданих умовах польоту і прийнятому значенні гідравлічних втрат у

проточній частині двигуна, питомі тяга і витрата палива визначаються в основному параметрами робочого процесу й ступенем двоконтурності.

1.3.1 Вибір ступеня двоконтурності.

При постійних значеннях параметрів робочого процесу, збільшення ступеня двоконтурності приводить до збільшення тяги й зменшенню питомої витрати палива. У цьому, зокрема, виявляється принцип приєднання робочого тіла в ТРДД, що у даному випадку зводиться до того, що при постійній витраті повітря через внутрішній контур і при заданій кількості механічної енергії, одержуваної у двигуні, як у тепловій машині, тяга буде тим більшою, а витрата тим меншим, чим більшій масі повітря передана ця енергія.

Із збільшенням m збільшується витрата повітря через зовнішній контур, енергія передана в цей контур залишається без змін, тому зменшується швидкість витікання повітря із сопла. При цьому збільшення витрати повітря відбувається швидше чим падіння швидкості витікання, а тяга, обумовлена як добуток витрати на швидкість росте.

Так як витрата палива із збільшенням m залишається незмінною, то зі збільшенням тяги питома витрата палива буде падати. У такий спосіб із збільшенням ступеня двоконтурності можна одержати більшу тягу з мінімальною питомою витратою палива, тому в даний час у цивільній авіації найбільше поширення одержали двигуни з великим ступенем двоконтурності ($m = 4...8$). Але ступінь впливу на питомі параметри двигуна зміни m значною мірою залежить від швидкості польоту, при якій оцінюється цей вплив. При збільшенні швидкості польоту від нуля до деякого значення $V > 0$ інтенсивність зниження питомої витрати зі збільшенням m зменшується, а питома тяга знижується інтенсивніше. Це подрозумівається зменшенням різниці швидкостей $C_c - V$, що визначає питому тягу двигуна. Тому для пасажирських літаків, що літають на білязвукових швидкостях є необхідність в оптимізації обираного ступеня двоконтурності.

Крім того вибір m залежить від конструювання і конструктивних особливостей двигунів, тому що збільшення ступеня двоконтурності веде до збільшення маси сухого двигуна за рахунок ускладнення конструкції, а збільшення миделевого перетину двигуна приводить до зростання лобового опору літака.

З огляду на всі перераховані аспекти проблеми, вибираємо ступінь двоконтурності $m = 6$.

1.3.2. Ступінь підвищення тиску в компресорі.

Питома тяга при збільшенні $\pi_{k\Sigma}^*$ спочатку збільшується. При збільшенні $\pi_{k\Sigma}^*$ до економічного ступеня підвищення тиску питома витрата палива зменшується і досягає мінімального значення. Зі збільшенням температури газів на вході в турбіну економічний ступінь підвищення тиску приймає

більш високі значення. Це визначається залежністю корисної роботи циклу від $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, що дорівнює різниці політропічних робіт розширення і стискання з урахуванням різних втрат. Зниження цієї різниці, при значеннях $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ більших, ніж оптимальне, зв'язано зі збільшенням роботи, яка витрачається на подолання гідравлічних втрат при стисканні через високій тиск повітря і збільшення перетікання повітря через радіальні зазори. Так як питома тяга прямо пропорційна корисній роботі циклу, це зниження призводить до зменшення питомої тяги двигуна.

Зменшення $C_{уд}$ при збільшенні $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ зв'язано зі збільшенням температури повітря за компресором, тому що для досягнення заданої температури газів перед турбіною нам буде потрібна менша кількість палива.

У проекті вибирається великий ступінь підвищення тиску для забезпечення мінімальної витрати палива і високої питомої тяги. Однак збільшення $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ обмежене, по-перше зниженням ККД компресора, тому що при високих $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ довжина лопаток останніх ступенів зменшується, що приводить до зниження напірності ступеня. По-друге $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ обмежується також міркуваннями міцності, оскільки на елементи двигуна діють значні навантаження від тиску повітря, особливо на останніх ступенях. Завдяки досягненням сучасної металургії, розроблені сталі і сплави, що мають високі характеристики міцності, а за допомогою нових технологій виробництва і збирання, двигуни нового покоління мають високі значення $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, що досягають 24...36 при порівняно малих розмірах і масі.

Застосування $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ такої величини важко через:

- необхідність забезпечити твердість і міцність конструкції вузлів, що працюють при високих тисках ;
- можливості перевищення величини осьової сили понад припустимую, що зменшує довговічність радіально-упорних підшипників.

Приймаємо значення $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 24$.

1.3.3 Вибір температури газів перед турбіною.

Для одержання максимальної тяги при мінімізації питомої витрати палива розробники авіадвигунів прагнуть проектувати ТРДД з великими значеннями T_r^* , тому що при збільшенні T_r^* корисна робота циклу збільшується, тобто збільшується робота турбіни, а також росте швидкість витікання газів із сопла, що веде до збільшення питомої тяги. Як було відзначено вище, економічний ступінь підвищення тиску в КВТ при збільшенні T_r^* приймає більш високі значення, тобто збільшується температура повітря за компресором, що призводить до зниження питомої витрати палива. Але при високих T_r^* збільшення $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ викликає зворотний

ефект, тому що зростання витрати палива перебиває збільшення питомої тяги двигуна і веде до збільшення питомої витрати палива.

В даний час іноді високі значення $C_{уд}$ припустимі, тому що високотемпературний двигун може забезпечити більш високу тягу. Це дозволяє скоротити число двигунів на ПС, які можуть застосовуватися на літаках більшої злітної маси. При цьому вираш у зростанні комерційного навантаження компенсує збільшення витрати палива. Але прагнення підвищити T_r^* обмежується вимогами надійності АТ, тому що збільшення T_r^* до більших значень прискорює процеси газової корозії і збільшує деформації елементів гарячої частини двигуна, особливо турбіни високого тиску, так як перші ступені турбіни тривалий час працюють при високих навантаженнях в умовах максимальних температур. Власне ресурс турбіни ВТ визначає ресурс усього двигуна, якщо його конструкція не модульна. Сучасна металургія дозволяє одержати жаростійкі сплави на основі нікелю, хрому, кобальту, молібдену, що стійкі до газової корозії і мають великі значення межі тривалої міцності. На сучасних двигунах застосовуються ефективні способи циркуляційного й загороджувального охолодження жарових труб КС, робочих і соплових лопаток, дисків і валів, що також дозволяє підвищити ресурс двигуна.

З урахуванням застосування на проектованому двигуні сучасних жароміцних сплавів і удосконалених систем охолодження елементів проточної частини вибираємо $T_r^* = 1650 \text{ K}$

1.3.4 Ступінь підвищення тиску повітря у вентиляторі.

Для ТРДД особливу увагу варто приділити оптимальному розподілу енергії між контурами, що визначається ступенем підвищення тиску в зовнішньому контурі $\pi_{влII}^*$, при якому реактивна тяга досягає максимального, а питома витрата палива мінімального значень. Відбувається це тому, що при збільшенні $\pi_{влII}^*$ при постійній енергії, яка підводиться до робочого тіла; швидкість витікання газів із сопла внутрішнього контуру буде зменшуватися, а зовнішнього – буде навпаки зростати. Внаслідок цього питома тяга внутрішнього контуру зменшується, а зовнішнього контуру – збільшується. Однак при значних ступенях двоконтурності темп зміни цих швидкостей неоднаковий. Це приводить до збільшення абсолютної і сумарної питомої тяги двигуна й зниженню питомої витрати палива. При перевищенні $\pi_{влII}^*$ оптимального значення сумарна питома тяга починає знижуватися тому що зростання швидкості витікання із сопла зовнішнього контуру стає недостатнім, щоб перекрити падіння швидкості витікання з внутрішнього сопла. Орієнтуючись на двигун прототип, вибираємо ступінь підвищення тиску повітря у вентиляторі $\pi_{влII}^* = 1,65$.

2. ПРОЕКТУВАННЯ ДВОКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

2.1. Термодинамічний розрахунок двигуна

Метою термодинамічного розрахунку ТРДД є визначення параметрів робочого тіла в характерних перетинах проточної частини двигуна, витрати повітря, питомої тяги і питомої витрати палива.

Необхідні вихідні дані для розрахунку:

Висота польоту	$H := 0 \cdot \text{м}$
Швидкість польоту	$V := 0 \cdot \frac{\text{м}}{\text{с}}$
Тяга	$P := 231500 \cdot \text{Н}$
Ступінь підвищення тиску повітря в компресорі	$\pi'_k := 24$
Ступінь підвищення тиску повітря у вентиляторі	$\pi'_{\text{вл}} := 1.65$
Ступінь двоконтурності	$m := 6$
Температура газів перед турбіною	$T'_T := 1650 \cdot \text{К}$
Газова постійна повітря	$R := 287.3 \cdot \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$
Газова постійна повітря	$R_T := 288 \cdot \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$
Показник адіабати для повітря	$k := 1.41$
Показник адіабати для газу	$k_T := 1.33$
Постійні величини	$m_{\text{П}} := 0.040497 \cdot \sqrt{\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{Дж}}}$;
	$m_T := 0.0396 \cdot \sqrt{\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{Дж}}}$

Розрахунок проводимо у відповідності до рекомендацій, наведених у методичних вказівках [№4,5,6,7] та у відповідних підручниках.

Термодинамічний, Газодинамічний розрахунки та Розрахунок на міцність деталей ГТД за цими вихідними даними було виконано в рамках курсового проекту і їх повний зміст викладено в додатках А, Б та В. А результати цих розрахунків викладено нижче.

РЕЗУЛЬТАТИ ТЕРМОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ

Отримані основні результати термодинамічного розрахунку, і зокрема:

- Питома тяга по витраті повітря через внутрішній і зовнішній контури

$$P_{уд\Sigma} = 318.689 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}} ; ,$$

- Питома витрата палива: $C_{уд} = 0.039 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{год}} ;$

- Внутрішній ККД двигуна: $\eta_e = 0.358$

свідчать, що вибрані вихідні параметри робочого процесу для проектного ТРДД цілком відповідають сучасному рівню розвитку двоконтурних двигунів для великих транспортних літаків.

2.2. Газодинамічний розрахунок ТРДД.

Метою газодинамічного розрахунку авіаційного ГТД є визначення діаметральних розмірів характерних перетинів проточної частини двигуна, кількості роторів та частот їх оберту, кількості ступенів компресорів і турбін в кожному каскаді і розподіл роботи стиску (розширення) між ними, уточнення параметрів двигуна. Вихідними даними для газодинамічного розрахунку є результати термодинамічного розрахунку.

2.2.19 Уточнення параметрів двигуна.

За результатами газодинамічного розрахунку проводимо уточнення значень параметрів проектного ТРДД:

Питома тяга:

$$P_{уд1} := c_{c1} \cdot (1 + g_T)$$

$$P_{уд1} = 488.06 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

$$P_{уд2} := c_{cII}$$

$$P_{уд2} = 293.952 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

$$P_{уд.c} := \frac{P_{уд1} + m \cdot P_{уд2}}{1 + m}$$

$$P_{уд.c} = 321.682 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$$

Тяга двигуна:

$$P_{\Sigma} := P_{уд.c} \cdot G_B$$

$$P_{\Sigma} = 233674 \text{ Н}$$

Питома витрата палива:

$$C_{уд} := \frac{g_T \cdot (1 - g_{охл})}{P_{уд.c} \cdot (1 + m)}$$

$$C_{уд} = 0.038 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{год}}$$

РЕЗУЛЬТАТИ ГАЗОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ ПРОЕКТОВАНОГО ТРДД

Отримані дані зводим в табл.2.1, за цими даними креслимо переріз двигуна та будемо графік зміни швидкості, температури та тиску в проточній частині. Отримані в газодинамічному розрахунку параметри газового потоку будуть використані в подальшому при проведенні розрахунків на міцність основних елементів двигуна та розрахунків його основних систем.

Таблиця 2.1

Розрахункові параметри двигуна

Елементи ТРДД	Параметри елементів			Перетин и	Параметри робочого тіла			Розміри перетинів		
	G, кг/с	n, об/хв	N, кВт		P*, кПа	T*, К	C _a , м/с	D _{нар} , м	D _{вт} , м	h _л , м
Венти- лятор 1	563.5	4564	21357	вхід вихід	108.8	288	210	2.093	0.627	0.733
					147.6	325.5	190	1.988	0.701	0.643
Венти- лятор 2	96.5	4564	3181.2	вхід вихід	108.8	288	210	0.991	0.701	0.145
					139.3	320.7	190	0.947	0.64	0.153
КСТ	96.5	8767	21887	вхід вихід	139.3	320.7	190	0.947	0.64	0.153
					752.2	546.5	150	0.847	0.733	0.057
КВТ	96.5	10270	27358	вхід вихід	752.2	546.5	150	0.765	0.64	0.063
					2762	828.6	120	0.765	0.7	0.0325
ТВТ	92.64	10270	27635	вхід вихід	2652.1	1550	250	0.841	0.759	0.041
					1197.8	1292.7	289	0.842	0.759	0.041
ТСТ	93.6	8767	22341	вхід вихід	1161.8	1292.7	223	0.93	0.77	0.08
					530.3	1085.6	309	0.94	0.76	0.09

Продовження таблиці										
ТНТ	98.6	4564	24784	вхід вихід	514.5 190	1085.6 867.4	192.6 329	1.01 1.034	0.71 0.686	0.15 0.174
Сопло 2	563.5	-	-	вихід	145	325.5	255	1.98	1.264	-
Сопло 1	98.6	-	-	вихід	187	867.4	533	0.706	-	-

2.3 Розрахунок на міцність основних деталей проектного ТРДД

Для розрахунків на міцність обираємо найбільш навантажені деталі ГТД. Такими деталями є елементи ротора високого тиску. В якості об'єктів для розрахунків на міцність обрані робочі лопатки, вал і диск турбіни високого тиску. Навантаження визначаються основними технічними даними та параметрами теплового і газодинамічного розрахунків.
(Розрахунки детально викладені в додатку В)

2.4 Розробка основних систем проектного ТРДД.

При розробці основних систем проектного ТРДД розраховуються основні показники таких систем як система змащування, система поливостачання, пускова система. При цьому розраховуються параметри насосів, форсунок та пускових пристроїв. При всіх розрахунках приймаємо максимальну тривалість польоту $t_{н.мах} := 6 год.$

2.4.1 Система живлення паливом

Метою розрахунку є підбір параметрів основних паливних насосів і визначення розмірів паливних форсунок. Розрахунок проводимо за методикою, викладеною в рекомендаціях [5,6]

2.4.2 Підбір основного паливного насоса.

У ролі нагнітаючого насоса приймаємо плунжерний насос змінної продуктивності.

Визначення параметрів основного паливного насоса.

Вибираємо наступні характеристики насоса:

1. Кількість плунжерів (7,9,11) $i := 9$
2. Діаметр плунжера (12...15 мм) $d_{п} := 12 мм$
3. Хід плунжера (15...30 мм) $h_{мах} := 20 мм$
4. Коефіцієнт об'ємної подачі насоса (0,95...0,98) $\eta_{н} := 0.95$

5. Частота обертоту ротора (4000...5000 об/мин) $n_{\text{пн}} := 4000 \frac{1}{\text{хв}}$
6. Щильність палива (кг/л) $\rho_{\text{т}} := 0.8 \frac{\text{кг}}{\text{л}}$

Наявна об'ємна продуктивність плунжерного насоса розраховується за формулою:

$$W_{\text{пн}} := i \cdot \frac{\pi \cdot d_{\text{п}}^2}{4} \cdot h_{\text{max}} \cdot n_{\text{пн}} \cdot \eta_{\text{н}} \quad W_{\text{пн}} = \blacksquare \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

$$C_{\text{уд}} := 0.039 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{год}}$$

Продуктивність насоса повинна бути більше потрібної витрати палива через двигун, причому для насосів з керованою похилою шайбою запас продуктивності повинен складати 5...20%.

$$(G_{\text{тр}} := P \cdot C_{\text{уд}})$$

$$W_{\text{д}} := \frac{G_{\text{тр}}}{\rho_{\text{т}}}, \quad W_{\text{д}} = \blacksquare \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Співвідношення між наявною та дійсною продуктивністю становить:

$$n := \frac{W_{\text{пн}}}{W_{\text{д}}} \quad n = \blacksquare$$

Вибраний насос та його характеристики задовольняють приведеним рекомендаціям.

2.4.3 Визначення розмірів двохкамерної паливної форсунки.

Необхідні дані:

1. Кількість форсунок в камері згоряння
 $z := 18$
2. Коефіцієнт витрати на розрахунковому режимі (0,3...0,5)
 $\mu_{\text{р}} := 0.4$
3. Коефіцієнт витрати (0,5...0,8)
 $\mu_{\text{нв}} := 0.7$
4. Перепад тиску на форсунці (4...6 МПа)
 $P_{\text{т}} := 5 \text{ МПа}$
5. Перепад тиску на форсунці на початку запалення

основного палива (0,35...0,5 МПа)
 $P_{НВ} := 0.35 \text{ МПа}$

6. Годинна витрата палива на режимі початку його запалення (0,04...0,067) $G_{ТНВ} := 0.05 \cdot G_{Тр}$

Сумарна площа перетину вихідних сопел форсунки визначається з рівняння витрати палива через двигун на розрахунковому режимі:

$$F_{\text{сум}} := \frac{G_{\text{Тр}}}{z \cdot \mu_p \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_T \cdot P_T}} \quad F_{\text{сум}} = \blacksquare \text{ м}^2$$

Площа перетину вихідного сопла першого контуру форсунки розраховується по рівнянню витрати палива на режимі початку його запалення при запуску:

$$F_1 := \frac{G_{\text{ТНВ}}}{z \cdot \mu_{НВ} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_T \cdot P_{НВ}}} \quad F_1 = \blacksquare \text{ м}^2$$

На рис 3.7.1 виконано зображення ескіза паливної форсунки з конструктивними розмірами. Діаметр центрального отвору приймаємо згідно статистичних даних.

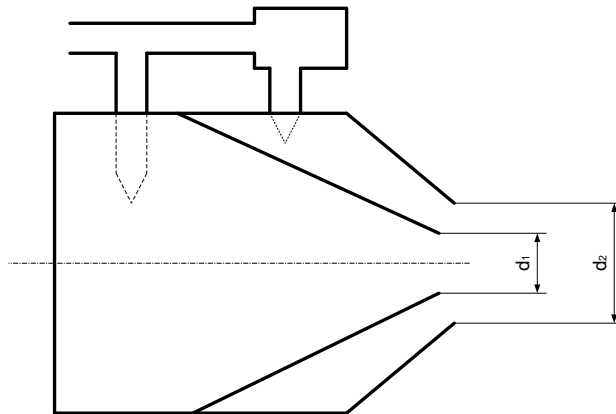


Рис. 3.7.1 Ескіз паливної форсунки

Зовнішні діаметри вихідних сопел першого і другого контурів робочої форсунки обчислюють за формулами:

$$d_1 := \sqrt{\frac{4 \cdot F_1}{\pi} + (10 \text{ мм})^2} \quad d_1 = \blacksquare \text{ мм}$$

$$d_2 := \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{сум}}}{\pi} + (10_{\text{мм}})^2} \quad d_2 = \blacksquare \text{ мм}$$

Висновок: Згідно проведеним розрахункам система паливовопостачання відповідає вимогам оскільки наявна продуктивність насоса на 40 відсотків більше необхідної при роботі двигуна на максимальному режимі [6].

2.4.4 Розрахунок системи змащування проектного ГРД

Метою розрахунку є визначення потрібного прокачування мастила через двигун на злітному режимі, ємності мастилобака та вибір параметрів маслонасосів по величині їхньої продуктивності. Для проектного двигуна вибираємо циркуляційну короткозамкнену систему змащення із системою суфлювання.

2.4.5 Визначення потрібної кількості прокачуваного мастила через двигун.

Необхідні константи:

Питома теплоємність мастила $C_m := 2.1 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$

Щільність мастила $\rho_m := 0.9 \frac{\text{кг}}{\text{л}}$

Підвищення температури мастила в двигуні $T_m := 40 \text{ К}$

Тепловіддача в мастило на кожні 10кН зльотної тяги (130...260 кДж/хв)

$$Q := 190 \frac{\text{кДж}}{\text{хв}}$$

Злітна тяга двигуна:

$$P := 231500 \text{ Н}$$

Загальна тепловіддача в мастило визначимо за формулою:

$$Q_m = 4398.5 \frac{\text{кДж}}{\text{хв}}$$

$$Q_m = \blacksquare \frac{\text{кДж}}{\text{хв}}$$

Потрібна кількість прокачування мастила визначаються з умови відводу необхідної кількості тепла від вузлів тертя. При прийнятих вище значеннях змінних воно знаходиться по наступній формулі:

$$W_M := \frac{Q_m}{C_m \cdot \rho_m \cdot T_m}$$

звідки знаходимо

$$W_M = \blacksquare \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

2.4.6 Визначення ємності маслобака.

Ємність бака визначається з урахуванням циркуляційного запасу, повної витрати мастила за політ і обсягу, необхідного для заповнення трубопроводів, мастилорадиатора й інших масляних порожнин.

а) Якщо прийняти час здійснення одного циклу прокачки мастила через двигун $t_{ц} := 40\text{с}$, то циркуляційний запас мастила визначається за формулою:

$$V_{ц} := W_M \cdot t_{ц}$$

$$\text{звідки } V_{ц} = 38.8\text{л}$$

б) Визначення повної витрати мастила. Годинну витрату мастила визначаємо по статичним даним (л/год):

$$q = \blacksquare \frac{\text{л}}{\text{год}}$$

$$q := 0.99 \cdot \left[0.15 \cdot \frac{P}{(10\text{кН})} \right] \cdot \frac{\text{л}}{\text{год}}$$

Повну витрату мастила виіначаємо за формулою:

$$V_q := q \cdot t_{н.мах} \quad V_q = \blacksquare\text{л}$$

в.) Об'єм мастила, необхідного для заповнення трубопроводів, маслорадиатора та інших порожнин визначаємо за формулою:

$$V_{п} = \blacksquare\text{л}$$

$$V_{п} := 0.15 \cdot V_{ц} \quad \text{,звідки}$$

Кількість мастила, що заливається в маслобак:

$$V_3 := V_{ц} + V_q + V_{п} \quad V_3 = \blacksquare\text{л}$$

Ємність маслобака приймаємо:

$$V_6 := 1.15 \cdot V_3$$

$$V_6 = \blacksquare\text{л}$$

2.4.7 Вибір параметрів вузла нагнітаючого маслососа.

Приймаємо наступні характеристики шестеренного нагнітаючого насоса:

1. Модуль зачеплення (2,3...6,0 мм) $m_H := 6\text{мм}$
2. Довжина зуба (0,5...2,0) $l_H := 1.4 \cdot m_H$
3. Коефіцієнт об'ємної подачі насоса (0,75...0,85) $\eta_H := 0.85$
4. Максимально припустима окружна швидкість (8...10 м/сек) $U_{ш.н} := 10 \frac{\text{м}}{\text{хв}}$

Наявна продуктивність прокачування мастила нагнітаючого насоса при цьому буде рівна:

$$W_{нагн} := 120 \cdot U_{ш.н} \cdot l_H \cdot m_H \cdot \eta_H$$

Підставляючи дані отримаємо

$$W_{\text{нагн}} = \frac{\text{л}}{\text{хв}}$$

Дійсна продуктивність нагнітаючого насоса повинна в 1.5...2.5 рази перевищувати наявну продуктивність прокачування мастила через двигун.

$$\frac{W_{\text{нагн}}}{W_{\text{м}}} = \blacksquare$$

Отримана величина задовольняє експлуатаційному діапазону, таким чином вибрані характеристики шестеренного насоса приймаємо за остаточні.

2.4.8 Підбір параметрів відкачуючих маслонасосів.

Приймаємо наступні характеристики шестеренного відкачуючого насоса:

1. Модуль зачеплення (2,3...6,0 мм) $m_{\text{отк}} := 3\text{мм}$
2. Довжина зуба (0,5...2,0) $l_{\text{отк}} := 1.2m_{\text{отк}}$
3. Коефіцієнт об'ємної подачі насоса (0,75...0,85)
 $\eta_{\text{отк}} := 0.8$
4. Максимально допустима окружна швидкість (8...10 м/хв)

$$U_{\text{ш.отк}} := 9 \frac{\text{м}}{\text{хв}}$$

Наявна продуктивність прокачування мастила відкачуючого насоса при цьому буде рівна:

$$W_{\text{отк}} := 120 \cdot U_{\text{ш.отк}} \cdot l_{\text{отк}} \cdot m_{\text{отк}} \cdot \eta_{\text{отк}}$$

Підставляя вихідні дані отримаємо

$$W_{\text{отк}} = \frac{\text{л}}{\text{с}} \quad n_{\text{оп}} := 6$$

Сумарна об'ємна продуктивність всіх відкачуючих насосів повинна в 2...3 рази перевищувати продуктивність нагнітаючого насоса, а загальна кількість відкачуючих насосів повинна дорівнювати кількості опор роторів.

$$\frac{W_{\text{отк}} \cdot n_{\text{оп}}}{W_{\text{м}}} = \blacksquare$$

де $n_{\text{оп}} = 6$ - кількість опор (кількість форсунок).

Отримана величина задовольняє експлуатаційному діапазону, таким чином вибрані характеристики відкачуючого маслонасоса приймаємо за остаточні.

2.4.9 Пускова система.

Необхідні дані:

1. Зльотна тяга $P = 231.5 \text{ кН}$
2. Питома витрата палива $C_{уд} = 0.039 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ГОД}}$
3. Частота оберту ротора ВТ на розрахунковому режимі..... $n_{\max} := 8248 \text{ хв}^{-1}$
5. Адіабатна робота стиску компресора $L_{\text{КОМП}} := 269.218 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$
6. Витрата повітря через компресор $G_{\text{ВІ}} := 104.771 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$
7. Зовнішні діаметри на вході та виході компресора $D_{\text{К.ВХ}} := 0.7261 \text{ м}$ $D_{\text{К.ВИХ}} := 747 \text{ м}$
8. Зовнішні діаметри на вході та виході з турбіни $D_{\text{Т.ВХ}} := 0.876 \text{ м}$ $D_{\text{Т.ВИХ}} := 0.756 \text{ м}$
9. Кількість ступеней компресора та турбіни $z_{\text{К}} := 7$ $z_{\text{Т}} := 1$
10. ККД компресора $\eta'_{\text{К}} := 0.833$

2.4.10 Оцінка потрібної потужності пускового пристрою .

Максимальна питома потужність повітряного стартера при величині тяги $P = 231500 \text{ Н}$ та питомій потужності пускового пристрою $N_{\text{пп.відн}} := 0.85 \frac{\text{кВт}}{\text{кН}}$ дорівнює:

$$N_{\text{пп.мах}} = \blacksquare \text{ Вт}$$

$$N_{\text{пп.мах}} := N_{\text{пп.відн}} \cdot P$$

2.4.11 Побудова діаграми запуску

Із статистичних даних приймаємо характерні частоти оберту ротора двигуна:

- оберти включення камери згоряння (0,15...0,20), об/хв $n_{1,0} := 0.172$
- оберти рівності надлишкового моменту турбіни та моменту опору оберту ротора (0,23...0,27) $n_{p,0} := 0.228$
- оберти відключення стартера (0,4...0,45), об/хв $n_{2,0} := 0.45$
- оберти малого газу (0,55...0,65), об/хв $n_{\text{МГ},0} := 0.578$

$$n_1 := n_{\max} \cdot n_{1.o} \quad n_1 = \text{■} \cdot \text{с}^{-1}$$

$$n_p := n_{\max} \cdot n_{p.o} \quad n_p = \text{■} \cdot \text{с}^{-1}$$

$$n_2 := n_{\max} \cdot n_{2.o} \quad n_2 = \text{■} \cdot \text{с}^{-1}$$

$$n_{\text{МГ}} := n_{\max} \cdot n_{\text{МГ.o}} \quad n_{\text{МГ}} = \text{■} \cdot \text{с}^{-1}$$

Визначення функції моменту пускового пристрою, що обертає.

Закон зміни функції моменту пускового пристрою, що обертає, має вигляд :

$$M_{\text{ПП}} = M_0 - b \cdot n$$

Частота оберту ротора, що відповідає максимальній потужності стартера (за статистикою приймається в 1.8...2.0 рази менше n_2):

$$n_m := \frac{n_2}{1.8} \quad n_m = \text{■} \cdot \text{с}^{-1}$$

Коефіцієнти закону розподілу функції моменту, що крутить, визначимо за формулами:

$$M_0 := \frac{1}{\pi} \cdot \frac{N_{\text{ПП.max}}}{n_m} \quad M_0 = \text{■} \cdot \text{Н} \cdot \text{м}$$

$$b := \frac{1}{\pi} \cdot \frac{N_{\text{ПП.max}}}{n_m^2} \quad b = \text{■} \cdot \text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$$

Визначення функції моменту опору ротора двигуна обертанню:

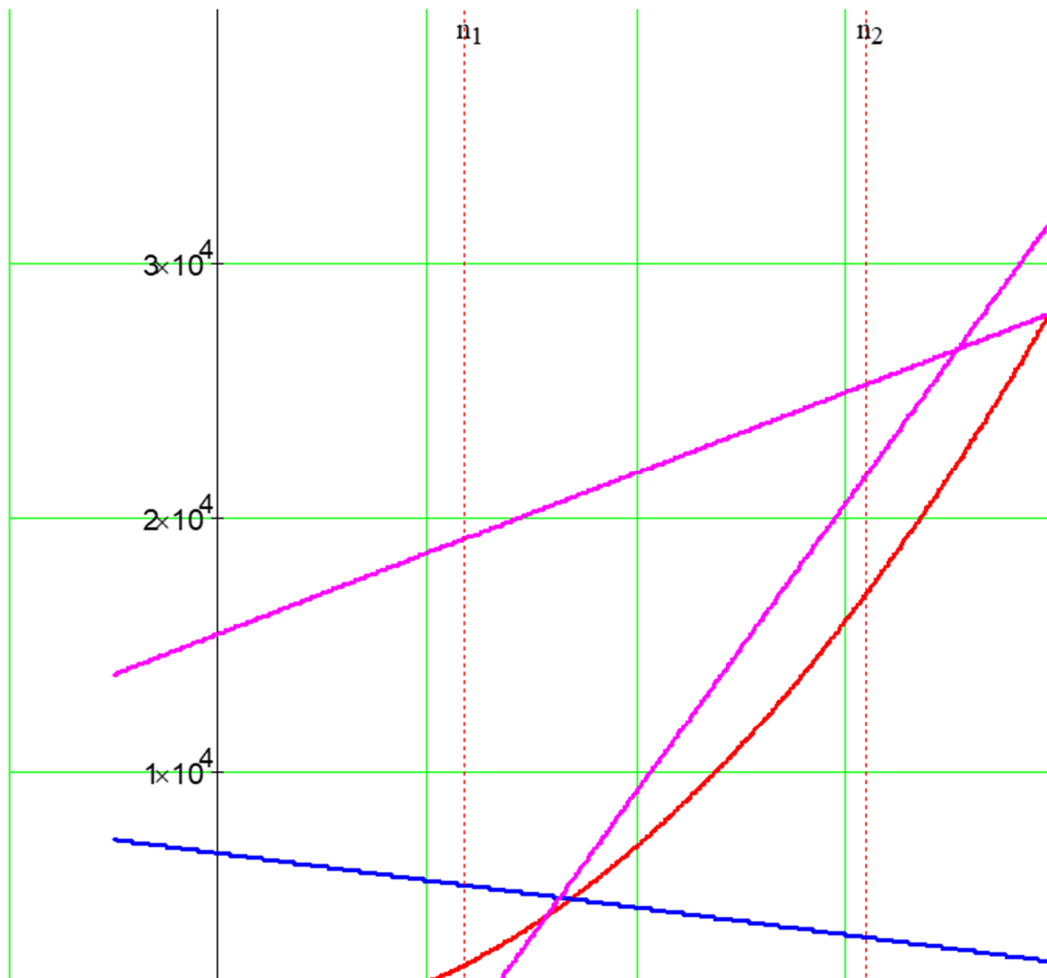
Головним джерелом опору ротора обертанню при запуску є компресор, що стискає повітря, крутний момент для привода якого приймають пропорційним квадрату частоти обертання ротора і закон зміни моменту опору ротора має вигляд:

$$M_{\text{оп}}(n) = 1.07 \cdot c \cdot n^2$$

Коефіцієнт пропорційності, що входить в формулу закону зміни моменту опору дорівнює:

$$c := \frac{1}{\pi} \cdot \frac{L_{\text{КОМП}} \cdot G_{\text{ВІ}}}{\eta'_k \cdot n_{\max}^3} \quad c = \text{■} \cdot \text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$$

Після знаходження всіх моментів будуюмо діаграму запуску (Рис. 3.7.2)

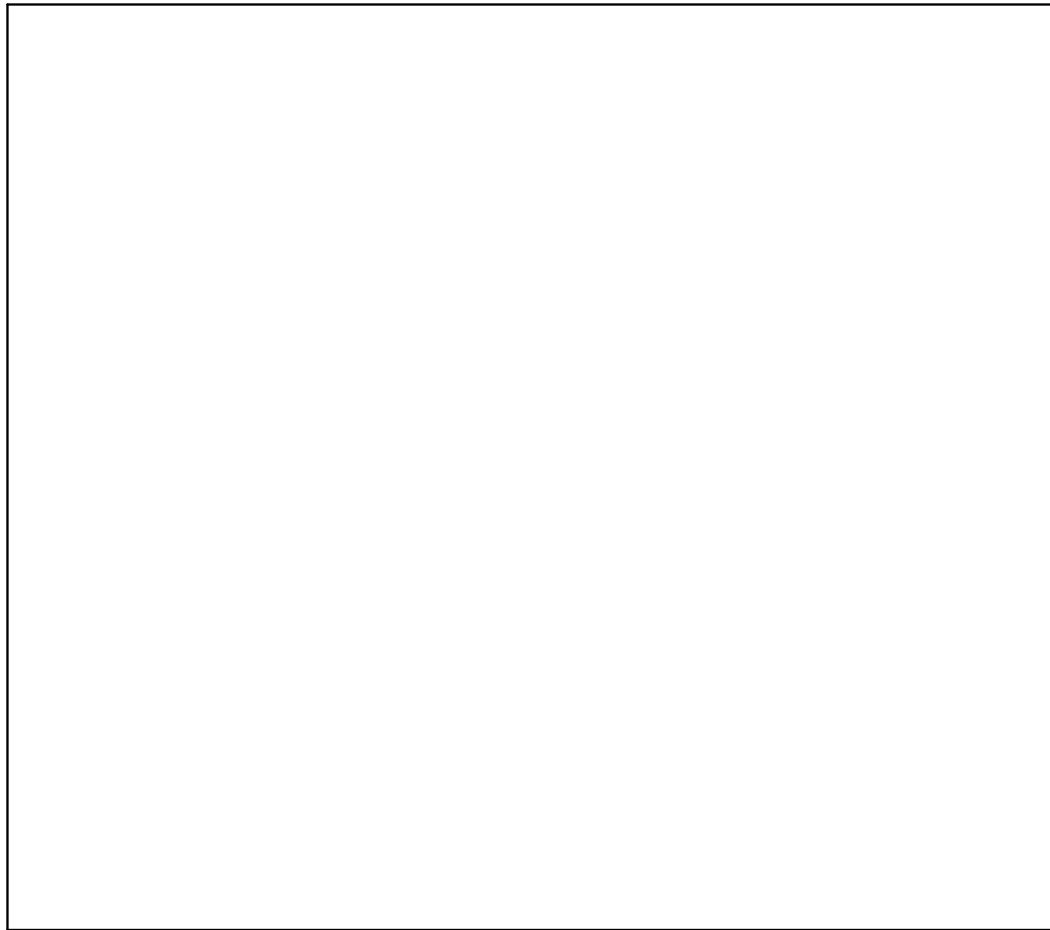


2.4.12 Розрахунок тривалості запуску.

В процесі запуску на ротор двигуна діє надлишковий крутний момент M_j , щодіє на здолаття моменту сил інерції ротора. Для різних етапів надлишковий крутний момент різний і визначається за наступними формулами:

- до частоти n_1 : $M_{j.1}(n_1) := M_{\text{III}}(n_1) - M_{\text{оп}}(n_1)$
- до частоти n_2 : $M_{j.2}(n_2) := M_{\text{III}}(n_2) + M_{\text{T.2}}(n_2) - M_{\text{оп}}(n_2)$
- до частоти n_3 : $M_{j.3}(n_3) := M_{\text{T.3}}(n_3) - M_{\text{оп}}(n_3)$

По вище зазначеним формулам будуюмо залежність надлишкового моменту від частоти оберту ротора (Рис. 3.7.3)



об/с

Рис. 3.7.3 Залежність наплишкового моменту від частоти обертання

Величину масового полярного момента інерції ротора, яка входить в формулу визначення часу запуску двигуна визначаємо за формулою:

$$J_p := \left(3.5 \cdot \frac{\text{кг}}{2} \right) \cdot z_k \cdot D_{\text{к.вх}}^4 + \left(10 \cdot \frac{\text{кг}}{2} \right) \cdot z_T \cdot D_{\text{т.вих}}^4$$

$$J_p = \text{■ кгм}^2$$

Тривалість запуску можна знайти шляхом інтегрування основного рівняння динаміки, взявши суму тривалостей трьох етапів запуску :

$$t_{\text{зап}} := \pi \cdot J_p \cdot \left[\int_0^{n_1} \frac{1}{M_{j,1}(n_1)} d(n_1) + \int_{n_1}^{n_2} \frac{1}{M_{j,2}(n_2)} d(n_2) + \int_{n_2}^{n_{\text{МГ}}} \frac{1}{M_{j,3}(n_3)} d(n_3) \right]$$

$$t_{\text{зап}} = \text{■ с}$$

Висновок. Отримане значення узгоджується з прототипом.

Висновки до проектної частини

У цьому розділі представлено опис конструкції спроектованого двигуна. Також наведено термодинамічний та газодинамічний розрахунок двигуна, де визначено основні складові його робочого процесу. Також у розділі наведено розрахунок основних параметрів та компонентів таких систем: паливної, масляної, системи запуску. Виконано вибір матеріалів для основних деталей спроектованого двигуна.

3. РОЗРОБКА ПОКРАЩЕНОЇ КАМЕРИ ЗГОРАННЯ ДЛЯ ПРОЕКТОВАНОГО ДВИГУНА

Згідно з темою кваліфікаційної роботи в спеціальній частині основна увага приділена розробці заходів до удосконалення екологічних показників спроектованого газотурбінного двигуна при його експлуатації з використанням авіаційного гасу (керосину) в якості основного палива. [Використані джерела №8,9,10,12]

3.1 Емісійні характеристики авіаційних ГТД та способи їх удосконалення.

Актуальність теми.

Сучасний рівень цивілізації (ядерна енергетика, стрімкий розвиток промисловості, транспорту) спричинив незворотні руйнівні впливи на довкілля. Тому наразі перед людством постало завдання охорони навколишнього середовища (основним з яких є захист атмосфери).

У зв'язку з цим розробка нових технічних виробів повинна обов'язково супроводжуватися кардинальними конструктивними рішеннями, що забезпечують мінімальний вплив на довкілля під час експлуатації. Світовий парк газотурбінних двигунів також представляє глобальну загрозу довкіллю на всій планеті. Експлуатація авіаційних газотурбінних двигунів супроводжується шкідливим шумовим впливом на фауну і флору, а також шкідливими викидами в атмосферу.

Розвиток сучасних авіаційних двигунів визначається головним чином необхідністю збільшення відношення: (тяга) / (маса двигуна) * (питома витрата

палива), і тому зводиться в основному до реалізації все більш високих температур і тисків термодинамічного циклу, досягнення вищих ККД вузлів двигуна та зниження їхньої маси. Відповідно до цієї тенденції ускладнюються вимоги до камер згоряння, які повинні працювати при все більших тисках і температурах повітря та газу перед турбіною. Необхідність у скороченні камер згоряння призводить при цих умовах до зростання їх теплонапруженості.

Для того щоб відповідати таким суперечливим вимогам, як висока теплонапруженість і великий ресурс при високих температурах газу та низькому рівні викидів шкідливих речовин, необхідно покращити якість розпилювання палива, його перемішування з повітрям і випаровування, а також забезпечити більш рівномірний розподіл паливно-повітряної суміші. Усе це вимагає суттєвої модернізації паливних форсунок, які повинні забезпечувати або попереднє перемішування палива з повітрям, або попереднє випаровування палива.

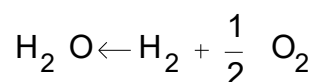
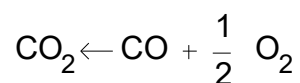
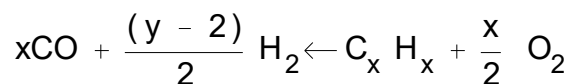
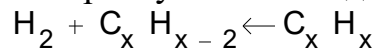
При рівномірному розподілі складу суміші значно складніше, ніж при нерівномірному, досягти необхідних характеристик щодо "бідного" зриву полум'я та діапазону стабільного запуску.

Звідси випливає, що необхідно мати таку систему подачі і розподілу палива, яка дозволяла б отримувати за потреби рівномірне поле концентрації палива в камері згоряння.

Наразі використовується ряд нових комбінованих систем охолодження жарових труб, таких як, наприклад, системи, де традиційне плівково-загороджувальне охолодження поєднується з інтенсивним зрошенням або подовжнім обдувом стінок повітряним потоком. Основна ідея такого способу охолодження, що суттєво підвищує ресурс жарової труби, полягає в максимально можливому використанні конвективного теплообміну у внутрішніх каналах подвійних стінок жарових труб і подальшій утилізації цього охолоджуючого повітря для створення захисної завіси.

3.2. Загальні дані про шкідливі викиди ГТД та методи їх зменшення.

Під час експлуатації газотурбінних двигунів в атмосферу разом з потоком гарячих газів виділяються шкідливі викиди. Всі ці викиди є продуктами робочого процесу в камері згоряння, який прийнято представляти у вигляді чотиріступеневої моделі хімічних реакцій:



Цей основний процес перетворення хімічної енергії палива в теплову енергію супроводжується викидами в атмосферу діоксиду вуглецю (CO_2) як основного продукту, а внаслідок неповного згоряння палива в газоповітряному потоці присутні чадний газ (CO), вуглецеві радикали (HxCy) та сірчисті речовини. Крім цього, процес згоряння супроводжується утворенням ряду оксидів азоту (NO_x).

Діоксид вуглецю (CO_2) належить до стійких хімічних утворень і безперервно накопичується в атмосфері Землі, викликаючи так званий «парниковий ефект», що призводить до глобального підвищення температури, яке веде до незворотних негативних процесів у природі.

Вуглецеві радикали (HxCy) зазвичай зберігаються в атмосфері на великих висотах і під дією коріолісового прискорення прагнуть до північного і південного полюсів Землі.

Чадний газ (CO) є нестійким утворенням і з часом, взаємодіючи з киснем, переходить у фазу CO_2 . Однак його накопичення в зоні аеропортів з високою інтенсивністю літаковильотів становить небезпеку.

Сажисті речовини утворюють дим і забруднюють атмосферу твердими незгорілими мікрочастинками важких фракцій палива. Димове число в перспективі повинне збільшуватися, оскільки фракційний склад палива поступово погіршується.

Оксиди азоту (NO_x) відносяться до дуже стабільних хімічних сполук і є отруйними речовинами. Накопичення їх в атмосфері несе велику небезпеку для всього живого на Землі.

Токсична дія оксиду вуглецю полягає в його здатності легко вступати у взаємодію з гемоглобіном крові, створюючи карбоксигемоглобін, що призводить до недостатнього постачання кисню тканинам організму.

Токсична дія вуглеводнів проявляється найчастіше при вдиханні їх парів, викликаючи головні болі, запаморочення, нудоту, подразнення слизових оболонок і тремор рук.

Оксиди азоту мають подразнюючу дію, особливо на слизову оболонку очей, та можуть глибоко проникати у легені, викликаючи ураження бронхів. Проникнувши у кров, вони справляють загальнорезорбтивний ефект, який проявляється у наркотичному впливі на центральну нервову систему та дегенеративних змінах міокарда.

Викиди в атмосферу відпрацьованими газами авіадвигунів залежать від емісійних характеристик двигунів, режимів їх роботи і тривалості роботи на кожному режимі, а також кількості працюючих двигунів.

Починаючи з 70-х років, провідні виробники авіадвигунів, такі як General Electric, Pratt & Whitney, Rolls-Royce, розпочали світову програму науково-дослідних та дослідно-конструктивних робіт, спрямованих на рішення цієї проблеми. Результати цих робіт значно вплинули на екологічні показники двигунів.

Забруднення атмосферного повітря під час експлуатації літаків цивільної авіації виникають внаслідок викиду шкідливих речовин авіаційними двигунами

(АД) з моменту запуску перед зльотом до моменту зупинки після посадки повітряних суден.

Таблиця. 3.1

Вплив авіації на загальне забруднення атмосфери:

Джерело викидів	Частка викиду окис вуглецю	Частка викиду вуглеводників	Частка викиду окислів азоту
Електро- і теплостанції	6	46	3
Промислове горіння	10	<1	13
Промислові джерела	8	5	9
Комерційне горіння	1	<1	0.6
Горіння в містах	8	<1	1
Автомобільний транспорт	67	44	58
Авіаційний транспорт	1	1	3
Остальні види транспорту		3	12

Емісія забруднюючих речовин газотурбінними двигунами (ГТД) є наслідком процесу згоряння рідкого палива в камерах згоряння (КЗ) авіадвигунів (АД). У випадку недостатнього змішування палива з повітрям у КЗ виникають продукти неповного згоряння, такі як вуглеводники і оксид

вуглецю, а висока температура, при якій відбувається горіння палива в КЗ, сприяє утворенню оксидів азоту (NO і NO₂). Вміст сірки в авіаційному паливі обмежується і нормується на рівні не більше 0,3% від загальної маси палива, тому викид оксидів сірки для авіадвигунів не є характерним. З усього спектру забруднюючих речовин в наш час контролюються і обмежуються тільки оксиди азоту (NO_x), оксид вуглецю (CO), сума неспалених вуглеводнів (HC) і дим (сажа у вигляді дрібних часток вуглецю).

Таблиця 3.2.

Величина викиду забруднюючих речовин від зпалювання 1 тони пального.

Вид забруднюючої речовини	Бензиновий двигун автомобілю	Дизельний двигун автомобілю	Авіаційний двигун
	Маса викиду ЗР в тонах	Маса викиду ЗР в тонах	Маса викиду ЗР в тонах
Окись вуглецю	0.42	0.047	0.031
Вуглеводники	0.046	0.019	0.0067
Окисли азоту	0.027	0.033	0.034
Сірчаний газ	0.0015	0.022	0.003
Сажа	0.0011	0.0092	0.0011

Вимірювання параметрів емісії АД ще не відображає характер впливу авіації на оточуюче середовище. Фактори, які впливають на значення концентрації забруднюючих речовин (ЗР) в атмосферному повітрі слідуєчі:- тип АД, температура та швидкість реактивного струменю,- характер переміщення літака (стоянка, руління, рух по ЗПС зі створюванням вихрової пелени за крилом літака та інше). Важливою особливістю є наявність струменю відпрацьованих газів, перенос котрих може відбуватися на достатньо великі відстані.

Значення відстані переносу ЗР струменем вихлопних газів визначається режимом роботи АД, режимом переміщення літака, значеннями метеопараметрів. Результати проведених досліджень моделей струменю в

залежності від значень перелічених вихідних даних показали, протяжність струменю відпрацьованих газів двигунів може змінюватися в межах 20...1000 м для літаків ЦА з ТРД.

Актуальною являється розробка спеціальної методики і програми підрахунку концентрації ЗР в районі аеропорту від рухомих джерел забруднення типу ПС.

З цією метою реалізован аналіз існуючих теорій опису характеристик наземного шару атмосфери, в межах якого відбувається розсіяння домішків в атмосферному повітрі, теорій турбулентних струменів ГТД, теорій утворення ЗР в процесі горіння рідинного палива. Розроблена комплексна модель оцінки забруднення складається зі слідуючих основних складових моделі емісії ЗР авіадвигунів, яка враховує вплив експлуатаційних факторів: моделі переносу домішків ЗР струменями відпрацьованих газів АД, моделі розсіяння домішків ЗР в атмосферному повітрі в результаті переносу вітром і впливу атмосферної турбулентності. До 2008 року (можливо раніше) має статися ситуація, щодо емісії шкідливих речовин, схожа з тією, що вже склалась з авіаційним шумом-експлуатацію практично усіх вітчизняних двигунів на міжнародних авіалініях заборонят, якщо не буде проведена доробка і сертифікація двигунів на відповідність вимогам по емісії шкідливих речовин.

Головним міжнародним органом, який регулює питання захисту навколишнього середовища від впливу авіації, є Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО), що об'єднує 185 держав.

Міжнародні стандарти з емісії шкідливих речовин від авіаційних двигунів цивільної авіації існують у вигляді тома II "Емісія авіаційних двигунів" Додатка 16 до конвенції про Міжнародну цивільну авіацію. В межах СНД емісія шкідливих речовин регулюється Авіаційними правилами АП-34 "Охорона навколишнього середовища". Норми емісії авіаційних двигунів відповідають міжнародним вимогам. У відповідності з міжнародним і вітчизняним стандартам в нинішній час нормується емісія незгорілих вуглеводників (НС), окису вуглецю (СО), окислів азоту(NO_x), диму (SN) і забороняється навмисне викидання палива в атмосферу в зоні аеропортів. В теперешній час діють більш жорсткі норми (на 20%) на емісію окислів азоту. Нині більшість закордонних двигунів задовольняють діючим нормам ІКАО.

З урахуванням постійного ускладнення міжнародних норм по екології цивільної авіації, а також на фоні екологічного удосконалення закордонних двигунів досить незадоволене загальне становище вітчизняних двигунів- більш 80% вітчизняного парку двигунів цивільної авіації не відповідають нормам емісії шкідливих речовин. Викиди двигунів, що зараз знаходяться в масовій експлуатації (Д-30, Д-30 КУ-154, Д-30 КУ, Д-30 КП, НК-8-2) багаторазово перевищують норми ІКАО по емісії НС,СО. Закордонні фірми ще в 80-х роках удосконалили практично всі свої двигуни (доробка камер згорання) і забезпечили їх відповідність вимогам ІКАО по емісії НС и СО (двигуни CF6-50/80, JT 8D, RB 211-524/535, Spey Mk 511/555, Tay MK 650/651 CF6-50/80, JT 8D, RB 211-524/535, Spey Mk 511/555, Tay MK 650/651 та інші). Кращий вітчизняний двигун ЦА РФ ПС-90А задовольняє діючим з 1996 року нормам ІКАО на емісію окислів азоту NO_x . На любі слідуючі модифікації двигуна,

створені після 2003 році, розповсюджуються дії більш жорстких норм, котрим двигун не буде відповідати без доробки камер згоряння.

Поширені научні дослідження на думку ІКАО, поки що не підтвердили існуючого впливу авіації на озоновий шар Землі під час польотів в верхніх слоях атмосфери. Можливо, при збільшенні парку надзвукової авіації цей вплив буде сильнішим. Тому в теперешній час ряд міжнародних науково-дослідницьких та дослідно-конструкторських програм направлені на створення камер згоряння для надзвукових літаків з індексом емісії окислів азоту 5 г/кг (грамів NO_x, на кілограм спаленого палива).

Методику розрахунку емісії окислу вуглицю ІКАО не розроблює, тому що ця речовина являє собою продуктом згоряння авіаційного керосину і його кількість напряму залежить від кількості спаленого палива. З ростом авіаційних пасажирських перевезень і попиту авіаційного керосину для зменшення емісії CO₂ винятково важливе значення приймає паливна ефективність повітряних суден. По даним Міжурядної групи експертів світовий зріст у 1990-2015 роках повітряних перевезень складе 5% в рік, споживання палива-3% в рік, а паливної ефективності нових повітряних суден, вступаючих в експлуатацію, у 1997-2015 роках в середньому зросте на 20%, тобто приблизно на 1% в рік.

Для обмеження емісії CO₂ ІКАО разом з іншими організаціями ООН пропонують розробити не забороняючі міри (як це склалося з авіаційним шумом), а так звані „ринкові методи” регулювання- до 2008 року утворити систему обміну квотами на емісію CO₂ повітряних суден між странами, а також ввести систему збору за емісію.

Таблиця 3.3.

Пропонована плата за викид забруднюючих речовин за один злітно-посадковий цикл.

Номер групи	Типи ПК (АД)	Плата за один ЗПЦ
1	В-747 (RB211-524, CF6-80C2, JT9D-7, CF6-50C), L-1011 (RB211-22В), Іл-96 (ПС-90), MD-11 (PW4460, CF6-80C2), DC-10 (JT9D-20, CF6-6K2), Іл-62 (НК-8-4), Іл-86 (НК-8-6), Ан-124(Д-18)	2.2 грн
2	Ту-154 (НК-8-2У), В-767 (PW4056, CF6-80А), Ту-204 (ПС-90), Іл-76Т (Д-30-КП), Іл-62М (Д-30-КУ), В-707 (JT3D-7), DC-10 (CF6-50C), В-757 (RB211-535С, PW2037), Ту-154М (Д-30-КУ-154), В-727-200 (JT8D-17), вертоліт Мі-10, Мі-6. Продовження таблиці	1.2 грн.
	MD-80 (JT8D-217R, JT8D-209), В-727 (JT8D-9, JT8D-7), Як-42 (Д-	

3	36), B-737 (JT8D-17, JT8D-9, CFM56-3), DC-9 (JT8D-17, JT8D-9, JT8D-7), Як-42М (Д-36), Ту-134 (Д-30), Ту-334 (Д-336), Bae-111 (SPEY-511), GulfStream (SPEY-511), Ан-12 (АИ-20), Іл-18 (АИ-20), Ан-72 (Д-36), Fokker-28 (SPEY-555), Ан-74 (Д-36)	0.50 грн.
4	Як-40 (АИ-25), Bae-146 (ALF502R5), Canadair (ALF502R5), Ан-24, Ан-26, Ан-30 (АИ-24), SabreLiner (TFE731-3), Falkon 20 (TFE731-3), LearJet (TFE731-2), Astra 1125 (TFE731-3), Mitsubishi (JT15D-1), Cessna 500 (JT15D-1), Л-410 (М-601).	0.20 грн.

Комітет ІКАО по охороні навколишнього середовища від впливу авіації прийняв рішення про розробку і прийнятті в 2004 році на засідінні ряду мiр по обмеженню нормуючих в теперешній час шкiдливих речовин НС,СО,NO_x і диму. Пропонується ввести заборону на експлуатацію авіаційних двигунів, не відповідають міжнародним нормам. У випадку прийняття такого рішення ІКАО буде забороняти польоти на міжнародних авіалініях цивільних літаків, що мають вітчизняні двигуни, якщо їх екологічні характеристики не будуть покращені.

Природозахисна діяльність в ЦА Україні будується на основі нового національного законодавства, відповідаючої йому галузевої природозахисної нормативної бази, міжнародних правил і рекомендацій ІКАО. Але на сьогоднішній день основна частина нормативної бази природозахисної діяльності в ЦА, являється застарілою, тому що вона засновувалась на основі законодавства СРСР і не відповідає потребам діючого природозахисного законодавства, міжнародним правилам і рекомендаціям ІКАО, ІАТА, ВОЗ та інших. Необхідно переосмислити застарілі нормативи і розробити нові. В нинішній час правовою основою діяльності ЦА являється „Цивільний Кодекс України”.

Сьогодні в Україні відсутня національна система екологічного моніторингу, яка відповідала б потребам Закону. Недостатня матеріально-технічна база служб спостереження, недостатня комп'ютеризація і автоматизація самих спостережень, їх обробки і аналізу і не дозволяє відтворити загальну інформаційну систему спостережень.

Американська компанія, яка спеціалізується на аналізі стану середовища, розробила методику оцінки забруднення повітряного басейну аеропортів.

Мета методики- розрахунок оптимальних режимів експлуатації повітряних суден в зонах аеропортів і на землі при мінімальному викиді окислів азоту NO_x, чадного газу СО і вуглецевих радикалів НС. Сценарії управління емісією двигунів літаків передбачають:

- можливість зниження злітної тяги при розбігу і наборі висоти;
- обмеженню працюючих двигунів при рулінні;
- використання буксирувальників замість тяги двигуна;
- зниження тривалості роботи ДСУ, заміна застарілих типів ПС екологічно чистими.

Методика дає конкретні рекомендації з вибору режиму роботи двигунів. Наприклад, для набору висоти рекомендується режим 85% злітної тяги. При цьому має місце найменше забруднення атмосфери окислами NO_x . Підвищення тяги веде до росту викидів NO_x , які значно зменшуються тривалістю набору висоти.

На багатодвигунних літаках на зменшення шкідливих викидів благотворно впливає мінімальне число працюючих двигунів при рулінні.

Порівнювано велике забруднення повітряного простору аеропорту працюючими ДСУ на стоянці транзитних авіарейсів. Ці установки використовуються для забезпечення бортів електроенергією, кондиціонованим повітрям, і стислим повітрям для запуску двигуна. Слід відмовитись від роботи ДСУ на стоянках і замінити їх наземними джерелами електроенергії і стислого повітря.

3.3. Основні напрями покращення екологічних характеристик двигуна.

1) Підвищення якості розпилу сумішоутворення пального. При зменшенні розмірів капель зберегання загальної складової суміші спостерігається незначне зниження рівня викиду NO , обумовлене в першу чергу меншим часом випаровування дрібних капель пального. При швидкому випаровуванні скорочується час, при якому продукти згоряння знаходяться при підвищеній температурі, і, звідси, зменшується кількість утворення NO . Використання розпилювання повітрям струменю пального забезпечує більш рівномірне розподілення пального по об'єму КЗ і зменшує розміри капель пального.

2) Зниження часу перебування суміші в зоні високих температур. При випалюванні пального в КЗ, як правило, не досягається рівновагомї концентрації NO , тому рекомендується уникати їх, тобто скорочувати час перебування реагуючих речовин (O_2 і N_2) в зоні високих температур. Відповідно низькі концентрації NO можна забезпечити при горінні бідної попередньо перемішаної ППС.

3) Збіднення суміші в первинній зоні горіння знижує рівень емісії NO_x , але при роботі на зниженій потужності суміш виявляється занадто збіднена, що веде до істотного росту рівня викиду CO , CH , а також канцерогених речовин.

Таким чином, найбільш широке використання КЗ однозонної схеми при роботі на вуглеводних паливах мають достатньо обмежені можливості регулювання рівнів викиду шкідливих речовин в усьому діапазоні експлуатаційних режимів роботи ГТД.

У зв'язку з цим необхідна послідовна розробка більш раціональних схем і прийомів організації робочого процесу, підвищення ефективності зросту зайвого повітря в зоні горіння і не наносячих збитку іншим експлуатаційним характеристикам КЗ. Дослідження показали, сприятливим в цьому напрямку являється використання в КЗ струменевих і струменево-стабілізаторних фронтних пристроїв.

4) Мікрофакельне спалювання пального. Термін „мікрофакельне зпалювання” передбачає організацію горіння пального у вигляді системи великої кількості малих факелів, що повинно сприяти гомогенізації суміші по перерізу КЗ і скороченню протяжності зони горіння, зменшенню часу перебування реагентів в зоні підвищених температур.

До мікрофакельних умовно можна віднести багатомодульні КЗ. Випробування таких камер показали, що достатньо висока степінь попереднього змішування в кожному модулі й сильно розвинута (завдяки дроблінню) сумарна зона повторного змішування й горіння при малій протяжності факелів сприяє зменшенню рівнів викиду NO_x (концентрація NO_x у відпрацьованих газах в 2 рази нижче, ніж у КЗ звичайного типу). Однак на окремих навантаженнях в них зростає рівень викиду CO і CH .

Тому в остаточному варіанті конструкцій модульних КЗ передбачено ступеневе включення рядів (ярусів) модулів. Багатомодульна двоюрисна КЗ з оптимальним розподілом подавання пального між ярусами може істотно знизити рівень викиду газоподібних шкідливих речовин, хоча необхідність ступеневого переключення модулів ускладнює конструкцію КЗ і системи регулювання ГТД. При роботі вказаних КЗ на нафтових паливах виявилось значне закоксування модулів й трубопроводів, трудність запуску модулів і, як результат, погіршення динамічних характеристик камери під час переходу з одного режиму на інший.

З точки зору забезпечення стабільності повноти згорання і, відповідно, зниження рівнів викиду продуктів неповного спалювання, тобто з розділеним подаванням в зону горіння пального у повітрі. Однак в такому випадку повинні пред'являтися підвищені вимоги з інтенсивності сумішеутворення в жаровій трубі з метою зниження рівня викиду NO_x на номінальних режимах. І в цьому випадку одним з таких прийомів повинна бути мікрофакелізація горіння.

3.4. Конструктивні удосконалення камери згорання з метою зменшення шкідливих викидів.

Багатопальникова модульна камера.

Особливості цієї камери:

- 1) Підвищені витрати повітря, що поступають через канал 1 до первинної зони горіння;
- 2) Збільшена кількість точок подачі палива через форсунки 3;
- 3) Попередня аерація палива до вводу його в зону горіння.

4) Камера має велику кількість (до 100) модульних пальників 2, які розташовуються на передній стінці жарової труби в три яруси, так що на зовнішньому ярусі розташовані форсунки, які мають найбільшу продуктивність в порівнянні з іншим

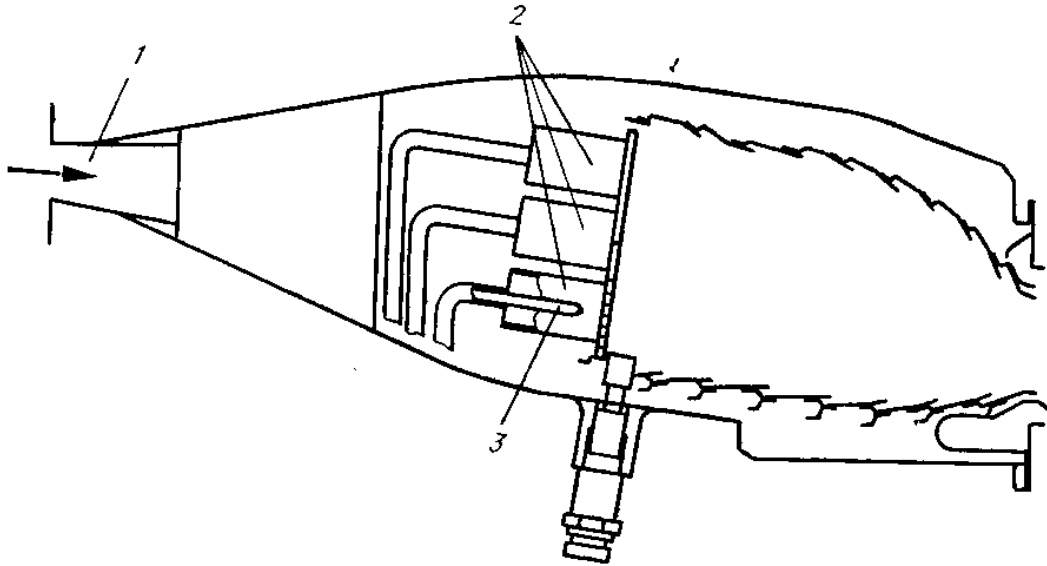


Рис 3.1. Багатопальникова модульна камера.

На думку спеціалістів фірми „Ролс-Ройс”, застосування модульних камер згоряння дозволяє організувати багато індивідуальних зон, кожна з яких оптимізована для роботи на певних режимах. Відповідним підбором модулів на фірмі вдалось оптимізувати наступні характеристики камери:

- 1) Час перебування палива в первинній зоні, від якого залежать висотність запуску й концентрація (NO_x);
- 2) Навантаженість первинної зони, ефективність горіння на режимах малого газу;
- 3) Пускові властивості камери і емісію вуглеводневих компонентів відпрацьованих газів.

Також, одним із головних переваг модульної конструкції є те що можна проводити доведення по КЗ на одиночному модульному пальнику чи на більших секторах. Така можливість з'являється з-за того, що в цих камерах області змішування і розміри зони реакції визначаються лише розмірами самих модулів, а не іншими взаємодіючими факторами, характерними для інших камер.

Камера з регульованим завихрювачем.

В цій камері у випадку зміни режиму роботи двигуна передбачена можливість зміни витрати повітря, що подається в первинну зону за допомогою поворотних

лопаток 11 вторинного завихрювача 10. Лопатки 11 приводяться в обертання валіком 3, що проходить крізь корпус 4. На кінці валіка встановлюється важіль 5 з штифтом 6, який приводить в обертання синхронізуюче кільце 7, яке передає зусилля на інші поворотні лопатки.

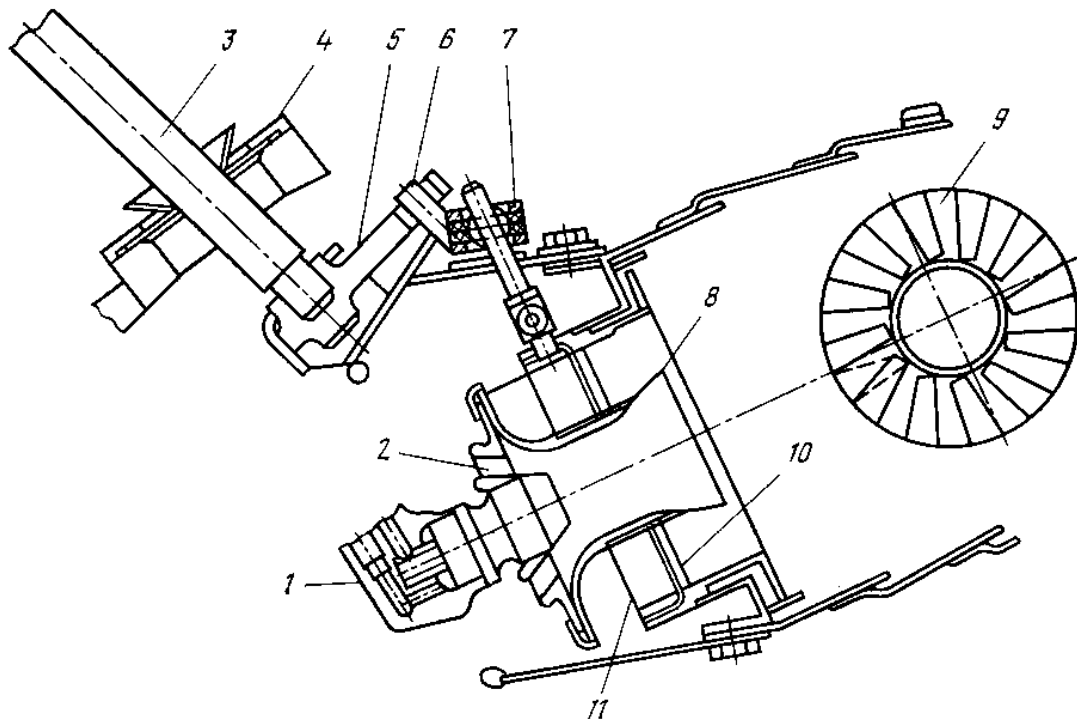


Рис 3.2. Камера з регульованим завихрювачем.

На режимах запуску і малої тяги первинне повітря проходить крізь завихрювач 2 і повздовжній корпус 8, розсташований за форсункою 1.

Поворотні лопатки 11 вторинного завихрювача 10 при цьому прикриті й утворюють глуху стінку 9. Під час виходу на номінальні режими відкривається додатковий доступ первинного повітря крізь вторинний завихрювач 10.

Камера з попереднім змішуванням й випаровуванням палива.

Для підвищення гомогенності суміші палива в цій камері поступово крізь трубку 7 в теплообмінник 3 і по трубці 8 подається в форсунки 4 основної зони. Нагріте до температури 600...800 К паливо в каналі 6 попереднього змішування миттєво випаровується й утворює гомогенну суміш з повітрям, що поступає в зону горіння крізь завихрювач 5.

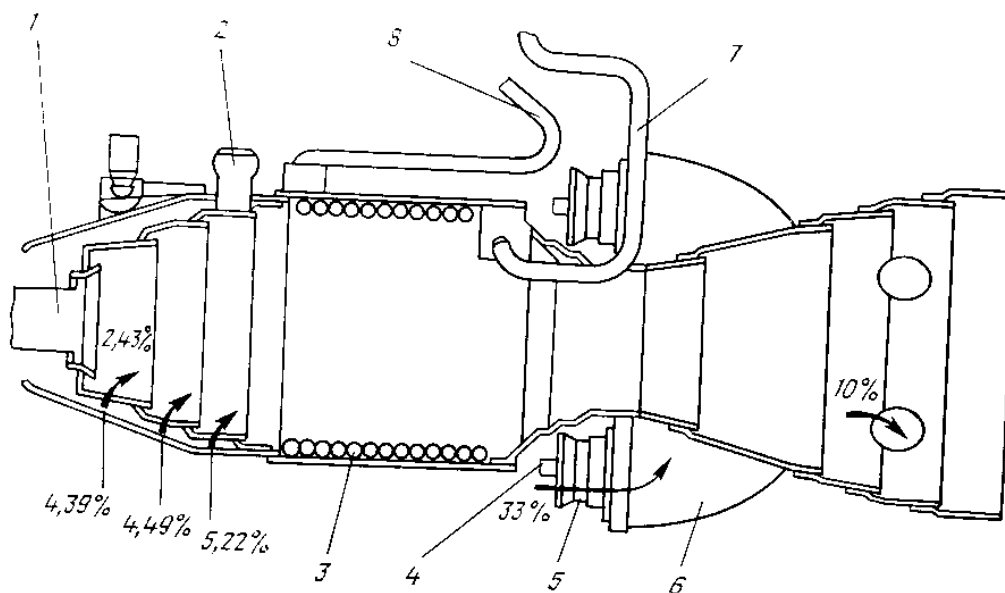


Рис 3.4. Камера з попереднім змішуванням й випаровуванням палива.

В зону малого газу паливо постачається крізь форсунку 1, де розміщен запальник 2. Регенеративний теплообмінник сконструйован таким чином, щоб на злітному режимі коефіцієнти зайвого повітря в зоні малого газу не були нижче $\alpha = 1,33$. На режимі малого газу форсунка 1 забезпечує деяке перебагачення суміші для підтримки стійкого горіння палива.

Така „ступеневість” процесу горіння дозволяє задовольнити суперечним умовам мінімальності викидів шкідливих компонентів відпрацьованих газів і забезпечення стійкого горіння на різних режимах.

Гібридна камера

Вона утворена сполученням:

- а) Зони малого газу, яка оснащена каналами 2 для попереднього змішування повітря з паливом, поступаючим крізь форсунки 7, завдяки чому утворюються сприятливі умови для зниження емісії CO і C_xH_y на режимі малого газу.
- б) Основної зони, що має канали 6 для попереднього перемішування палива з повітрям, поступаючому по вхідному каналу 1, завдяки чому вдається знизити емісію NO_x на злітному режимі.

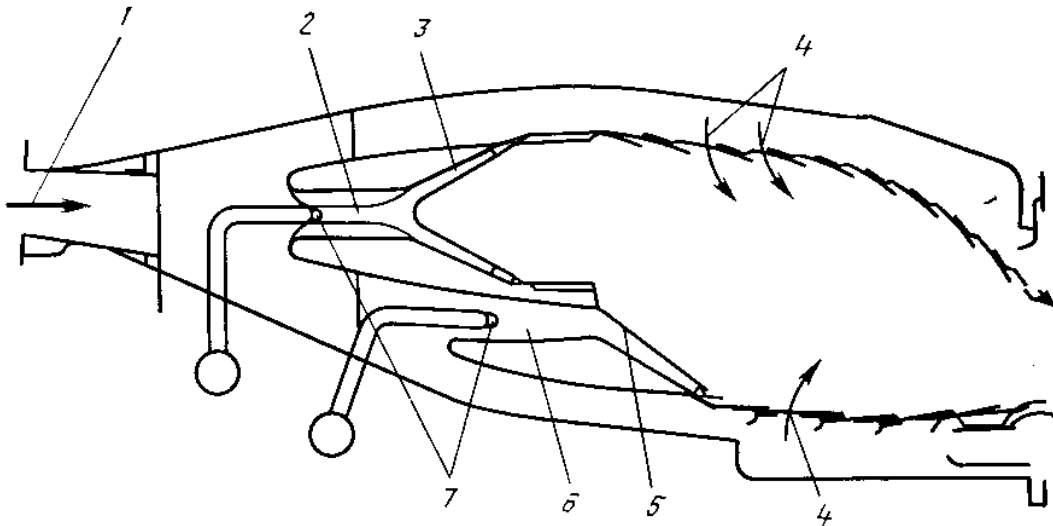


Рис 3.5. Гібридна камера

Зона малого газу і основна первинна зона оснащена відповідно стабілізаторами полум'я 3 і 5; вторинне повітря підводиться крізь отвори 4. Для можливості оптимізації процесу горіння в основній зоні форсунки в ній виконуються модульного типу, що дозволяє при доводці камери по рівню викидів впливати на характер шумішеутворення.

Радіально-вісьова (діагональна) камера.

Вона має дві зони горіння: зону малого газу (I) і основну (II), розташовану на більшому радіусі і зміщену вниз по потоку по відношенню до зони малого газу. Саме таке зміщення розташування зон й визначає діагональність камери згорання цього типу.

Основна зона має канали 2 попереднього змішування, які складаються з десяти відсіків, розміщених по колу між стійками вхідного дифузору, що завершуються перфорованими стабілізаторами 3. У вхідній частині кожного відсіку встановлюється форсунка 1. Оскільки в основну зону направляється більша частина повітря, суміш в ній достатньо збіднена і для підтримки горіння сюди подається деяка кількість гарячих газів. Завдяки цьому рівень емісії основної зони значно знижується.

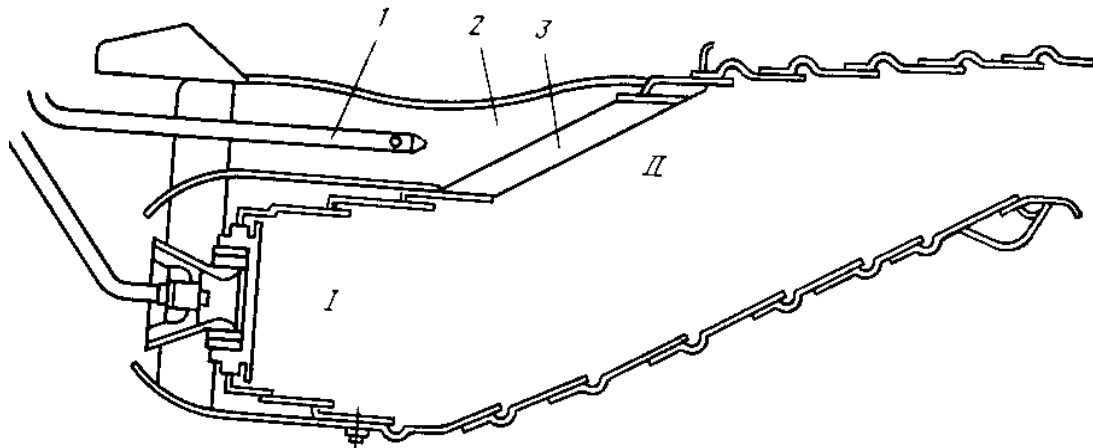


Рис 3.6. Радіально-вісьова (діагональна) камера.

Розподіл повітря в діагональній камері відбувається таким чином: в зону малого газу направляється 15...18%, в основну зону- 32...34%, в зону змішення 20...25% і на охолодження- 27...33%. При такому розподілі повітря на режимі малого газу склад суміші в зоні 1 відповідає стехіометричному, а на режимі зльоту коефіцієнт зайвого повітря в цій зоні $\alpha=1,4$, що забезпечує зменшення викидів CO і C_xH_y .

Двоюрисна камера.

Камера складається з двох паралельно розташованих одна над іншою зон горіння, поділених короткою перегородкою 2. Кожна зона має свій фронтний пристрій режиму малого газу 1 і основної зони 3, оптимізованих для роботи на відповідному режимі. На режимах зниженої тяги функціонує тільки зовнішній ярус- зона малого газу, в якій підтримується склад суміші, близький до стехіометричного, а час перебування в ній газу, завдяки низькій швидкості потоку в головній частині, достатньо великий. В результаті рівень емісії CO і C_xH_y виявляється невеликим.

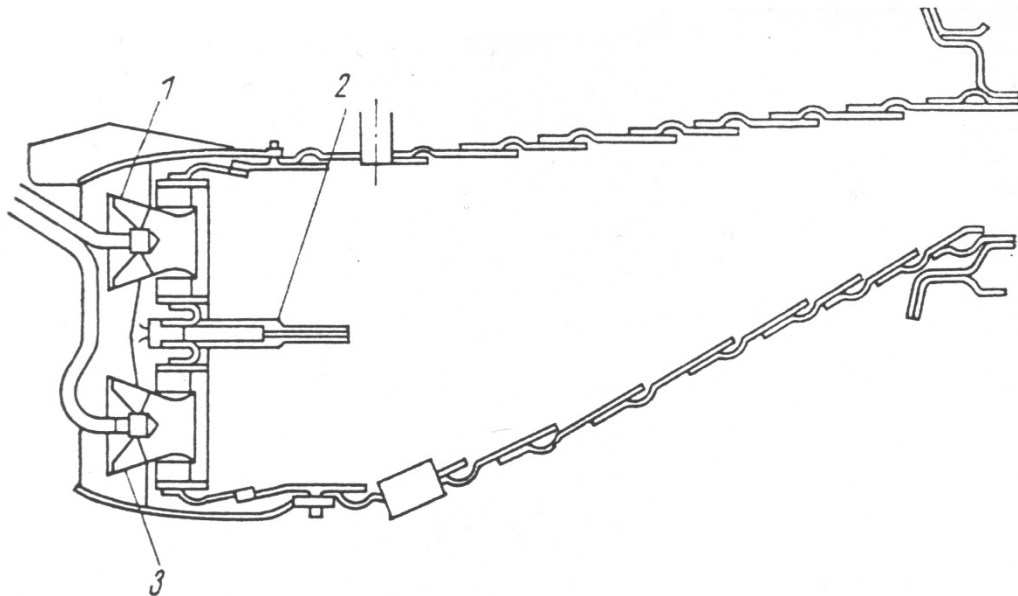


Рис 3.7. Двоюрисна камера.

На підвищених режимах включені обидва яруси, дотого ж більша частина палива подається до внутрішнього ярусу- основну зону горіння.

В цьому випадку в обоїх зонах отримується збіднена паливо-повітряна суміш. Завдяки високій швидкості повітря в головній частині основної зони час перебування в ній газу незначне, внаслідок чого зменшуються утворення NO_x і димлення, утримуюче недоокислені вуглеводні компоненти палива.

Двохзонна віхрева камера типу „VORBIX”.

Вона має дві послідовно розташовані зони горіння- режиму малого газу (А) і основну (В). На режимі малого газу аероване паливо подається тільки в зону А крізь форсунки 2, а повітря- крізь завіхрювачи 1. Старанне використання сумішеутворення в цій зоні при низьких швидкостях потоку зозволяє в збагаченій суміші звести до мінімуму викиди CO і C_xH_y .

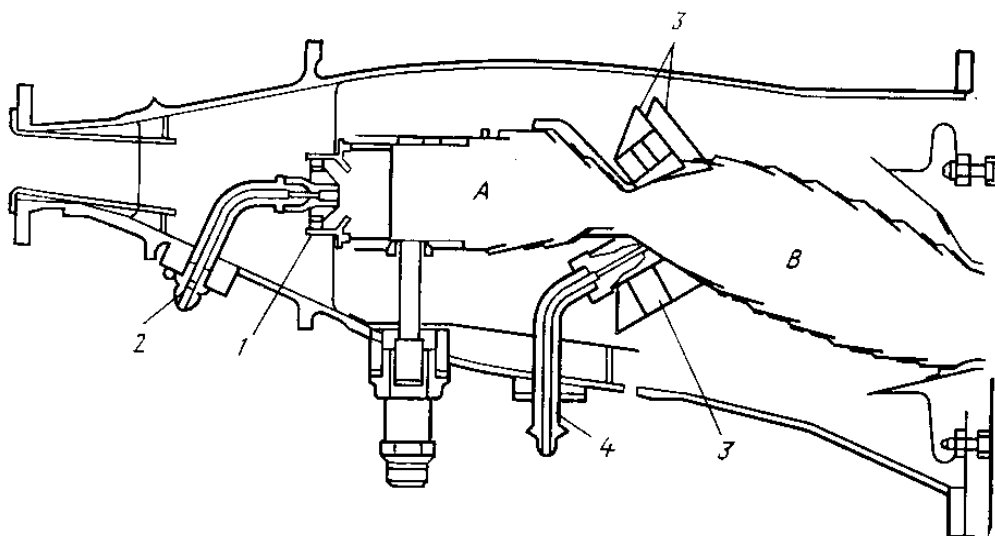


Рис 3.8. Двохзонна віхрева камера типу „VORBIX”.

На підвищених режимах паливо поступає крізь форсунки 4, а повітря- крізь завіхрювачи 3 в такої кількості, щоб при його перемішуванні з гарячими газами зони А мали б утворюватись швидкісні потоки, які знижують час перебування суміші у високотемпературній зоні В до мінімуму, що сприяють зниженню емісії NO_x .

3.4 Розрахункова оцінка емісійних характеристик авіаційних ГТД.

На сьогоднішній день методи визначення емісії шкідливих речовин в продуктах згоряння, викладені в керівних документах ІКАО і державних стандартах України, є чисто експериментальними. Вони полягають у відборі вихідних газів газотурбінних двигунів, пропусканні їх через спеціальні фільтри для визначення кількості сажі або застосуванні хімічних методів аналізу для визначення кількості чадного газу, викидів CO , монооксиду азоту та інших шкідливих речовин.

Ці методи можуть застосовуватись лише для вже створених і працюючих двигунів з метою їх сертифікації. На етапі проектування двигуна для попередньої оцінки ефективності конструкцій камер згоряння необхідно використовувати розрахункові методи визначення кількості шкідливих викидів.

Одна з таких розрахункових методик, яку розробили В. Квітка та В. Токарев, базується на емпірично встановлених залежностях кількості шкідливих речовин в продуктах згоряння від різних факторів, таких як коефіцієнт надлишку повітря, температура повітря, час перебування палива в зоні горіння, коефіцієнт повноти згоряння та кількість палива.

3.5.Перспективи застосування водневого пального.

В авіації посилюється в останні роки зацікавленість до водню як альтернативного пального, здатного потиснути авіаційний гас- це єдине поки що джерело теплової енергії в ГТД.

Цій обставині сприяли наступні чинники:

а) Виснаження природних джерел вуглеводневих сировин і практично невичерпні можливості для отримання водневого пального з води в необхідних кількостях;

б) Більш „чистий” вихлоп двигуна, працюючий на водні, який не містить шкідливих речовин на основі вуглецю (сажа, CO , C_xH_y);

в) Привабливість використання деяких термодинамічних характеристик водню як альтернативного пального ГТД- стійкість горіння в складі бідної суміші, краще сумішоутворення за рахунок дифузійних процесів, виникаючих при турбулізації потоку повітря, висока швидкість згоряння, висока теплотворна здатність, можливість ефективного охолодження гарячих деталей рідинним воднем, який має високу охолоджуючу здатність.

В таблиці наведені для порівняння деякі характеристики авіаційного гасу і водню.

Таблиця 3.4.

Характеристики авіаційного гасу і водню.

Характеристика палива	Авіаційний гас	Водень
Теплотворча можливість, кДж/кг(ккал/кг)	42,85*10 ³ (10,4*10 ³)	121*10 ³ 28,7*10 ³)
Температура запалення, К	708	823-873
Температура замерзання, К	213	11
Температура кипіння, К	423...523	20,2
Максимальна температура горіння в повітрі, К	2340 ($\alpha= 0,96$)	2503 ($\alpha= 1$)
Швидкість горіння, м/с	0,4	2,7
Стехіометрична кількість повітря, кг/кг	14,8	34,2
Теплота випаровування, кДж/кг	209	450
Енергія запалення, кДж	250	20
Межі запалення, %	1,4...7.4	4,0...74,2
Щільність, кг/м ³	850	70,8

За оцінкою компанії "Локхід", силові агрегати, працюючі на водневому паливі, у зв'язку з відсутністю утворення нагару в газотранспортному тракті матимуть ресурс приблизно на 25% більше, ніж двигуни, які функціонують на авіаційному гасі. Очікується суттєве зниження витрат палива, оскільки енергетичний потенціал водню утричі більший, ніж у авіаційного гасу. Паралельно передбачається підвищення теплового ККД водневого двигуна при використанні Н₂ в якості охолоджувача повітря, яке подається для охолодження лопаток турбіни.

Передбачається, що застосування водню як палива в ГТД дозволить створити компактні камери згоряння з більш рівномірним температурним полем газу на виході з камери. При заданій потужності ГТД робота на Н₂ буде відрізнятися меншими значеннями температури газу перед турбіною (внаслідок вищої теплоємності газу), ніж робота на традиційних видах вуглеводного палива. Хороша дифузійна можливість, низька енергія займання й широкі межі займання водню в суміші з повітрям, забезпечують надійний запуск двигуна на різних висотах і при різній температурі оточуючого середовища. Основна перевага водневого двигуна полягає у очікуваному різкому зниженні його токсичності, що буде залежати переважно від емісії NO_x. Однак викиди NO_x передбачаються значно меншими, ніж у двигуна, що працюють на авіаційному гасі. Справа в тому, що завдяки широкому діапазону температурного займання водню стійко горить при "бідних" сумішах і, відповідно, при більш низьких температурах, ніж вуглеводні види палива. Інтенсивне утворення сумішей і турбулентне перемішування в первинній зоні КЗ в поєднанні з високою дифузійною можливістю водню зводять до мінімуму утворення NO_x. Безсумнівно, широке впровадження в практику проектування і експлуатації двигунів з водневим паливом дозволить реалізувати його наявні переваги і покращить тим самим техніко-економічні та екологічні показники ГТД. Водневе паливо має вагомі недоліки, основні з яких такі:

1) Здатність водню утворювати вибухонебезпечні суміші з киснем повітря в разі його викидання з магістралі.

2) У зв'язку з низькою щільністю водню для отримання такої ж теплової еквіваленти знадобиться збільшити об'єм баків для зберігання палива приблизно в 3,8 рази при зниженні загальної маси палива в 3 рази.

3) Вартість водню порівняно з авіаційним газом достатньо висока.

Отримання еквівалентної кількості тепла з авіаційного газу обходиться вдвічі дешевше. Таким чином, можна констатувати, що водневе паливо може розглядатись як спеціальний вид палива для авіаційних ГТД, але лише у віддаленій перспективі після вирішення тих проблем, які вказані серед недоліків цього

ВИСНОВКИ ДО КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ

1. З проведеним аналізом сучасних транспортних повітряних суден для дальніх польотів встановлено, що найбільш доцільним типом газотурбінного

двигуна для використання в якості силових агрегатів для них є турбореактивні двигуни з високим ступенем двоконтурності без змішування потоків зовнішнього і внутрішнього контурів, встановлювані на пілонах під крилом. Саме така схема літака пропонується у кваліфікаційній роботі з встановленням чотирьох розроблених турбореактивних двигунів на пілонах під крилом.

2. Спроектовано двигун для транспортного літака зі злітною масою 406664кг. Вибрані значення параметрів робочого процесу ($m = 6$; $\pi_{к\Sigma} = 24$; $\pi_{вл} = 1.65$; $T_m^* = 1650$ К) дозволили одержати двигун з одноступінчастим надзвуковим вентилятором, семиступінчастим КСТ, семиступінчастим КВТ, кільцевою двоярусною камерою згоряння; з одноступінчатою ТВТ та одноступінчатою ТСТ, чотирьохступінчатою ТНТ; забезпечити високі значення вихідних параметрів двигуна $C_{уд} = \text{кг}/(\text{Н}\cdot\text{год})$, $R_{уд\Sigma} = \text{Н}\cdot\text{с}/\text{кг}$, що відповідає сучасному стану двигунобудування та забезпечує високі економічні показники дальньомагістрального вантажного літака.

3. За рахунок модульної схеми підвищується контрольованість двигуна та можливість заміни окремих вузлів за необхідності, а розташування його на пілонах під крилом спрощує заміну модулів двигуна, поліпшує доступність при технічному обслуговуванні.

3. Спроектовані у кваліфікаційній роботі системи (паливна, масляна, пускова) за технологічністю та контролепридатністю відповідають вимогам АП-33.

5. За рахунок модульної схеми підвищується контрольованість двигуна та можливість заміни окремих вузлів за необхідності, а розташування його на пілонах під крилом спрощує заміну модулів двигуна, поліпшує доступність при технічному обслуговуванні.

6. Викиди шкідливих речовин в атмосферу, що несприятливо впливають на навколишнє середовище, зменшені за рахунок зміни конструкції жарової труби та не перевищують норм, встановлених ІКАО.

Список використаних джерел

1. ДП "Антонов" <https://www.antonov.com>.
2. "10 найбільших літаків світу" <https://senfil.net>
3. Положення про кваліфікаційні роботи здобувачів освітніх ступенів Національного авіаційного університету, кафедри авіаційних двигунів
4. Методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів напряму 272 "Обслуговування повітряних суден" та 142 "Енергомашинобудування" / Укладачі: І.І. Гвоздецький, С.І. Йовенко, Є.М. Карпов, М.С. Кулик, В.В. Ратинський, Е.П. Ясиніцький; Рецензент С.Р.Ігнатович
5. Конструкція та міцність авіаційних двигунів. Розрахунок масляної, паливної та пускової систем газотурбінних двигунів. / Є.М. Карпов, С.І.Йовенко та ін. – К: НАУ, 2008.
6. Конструкція та міцність авіаційних двигунів: Методичні рекомендації до виконання розрахунково-графічної роботи і домашнього завдання / М.С.Кулик, Є.М.Карпов, О.Г.Кучер, В.В.Ратинський, Е.П.Ясиніцький. – К.:НАУ,2008.
- 7.Конструкція та міцність авіаційних двигунів: Методичні рекомендації до виконання курсового проекту / І.І.Гвоздецький, С.І.Йовенко, Є.М. Карпов та ін. – К.:НАУ 2008.
8. Л.А. Буриченко. В.Г. Єненков, І.М. Науменко та ін. Охорона навколишнього середовища в цивільній авіації. Під ред. В.Г. Єненкова. - М.: машинобудування, 1992 р.-636 с.
9. Банк даних ІКАО з емісії вихлопних газів двигунів. 1-ше видання. - Монреаль, 1995, -148 с.
10. Аналіз екологічного стану та напрямків впливу газотурбінних двигунів мобільних техногенних об'єктів на стан довкілля. / Присяжний В.І., Міхеєв В.С. – <https://doi.org/10.32846/2306-9716-2019-4-27-1>.
11. Терещенко Ю.М.,Літрехович М.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. – Київ, КВІЦ, 2001рік, 312стр.
12. Багров Р.А. Емісія шкідливих речовин в атмосферу.