

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ  
КАФЕДРА АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ**

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**

Завідувач кафедри  
доктор техн. наук проф.  
\_\_\_\_\_ Терещенко Ю.М.  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2024 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА  
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА  
ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ  
“ АВІАЦІЙНІ ДВИГУНІ ТА ЕНЕРГЕТИЧНІ УСТАНОВКИ ”**

**Тема: Турбо-гвинто-вентиляторний газотурбінний двигун з  
удосконаленим компресором для транспортного літака**

Виконавець: студент ГУ-413 Б \_\_\_\_\_ Нагорний Ярослав Валерійович

Керівник: д. т. н, доцент \_\_\_\_\_ Терещенко Юрій Юрійович

Нормоконтролер : \_\_\_\_\_ / \_\_\_\_\_ /

**КИІВ 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

доктор. техн. наук, проф.

Ю. М. Терещенко

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2024 р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

НАГОРНОГО ЯРОСЛАВА ВАЛЕРІЙОВИЧА

Тема роботи: «Турбо-гвинто-вентиляторний газотурбінний двигун з удосконаленим компресором для транспортного літака»

1. Затверджено наказом ректора № 617/ст. від 23.04. 2024р.
2. Термін виконання роботи: з 13 травня 2024 р. по 16 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: компоновка двигунів – під крилом; конструктивна схема – трьохвальний ТГВД.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): Реферат, вступ, аналітична частина, проектна частина, науково-дослідна частина, висновки по роботі.
5. Перелік графічного матеріалу: загальний вигляд літака, конструктивно-компонувальна схема двигуна, схема системи змазування та системи суфлірування, схема паливної системи та системи автоматичного керування, спеціальна частина.

6. Календарний план — графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання етапів	Відмітка про виконання
1	Аналітична частина	13.05.24	
2	Термодинамічний розрахунок	18.05.24	
3	Газодинамічний розрахунок	23.05.24	
4	Розрахунок висотних характеристик	27.05.24	
5	Короткий опис конструкції двигуна	01.06.24	
6	Опис та розрахунок систем двигуна	3.06.24	
7	Конструктивно-силова схема двигуна	05.06.24	
8	Науково-дослідна частина	07.06.24	
9	Оформлення літератури	10.06.24	
10	Оформлення роботи	16.06.24	

7. Дата видачі завдання \_\_\_\_\_

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_ Терещенко Ю. Ю.  
(підпис)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Нагорний Я. В.  
(підпис)

## Реферат

Турбо-гвинто-вентиляторні газотурбінні двигуни (ТГВ ГТД) є важливою складовою сучасних транспортних літаків. Вони поєднують високу ефективність з надійністю та економічністю, що робить їх незамінними у цивільній та військовій авіації. Однією з ключових складових ТГВ ГТД є компресор, від якого залежить ефективність і продуктивність двигуна. У даному рефераті розглянуто удосконалення компресора для транспортного літака, що сприяє підвищенню ефективності та надійності двигуна.

Принцип роботи двигуна полягає у наступному: повітря потрапляє через вентилятор, де частково стискається, далі воно проходить через компресор, де стискається ще більше. Після цього повітря потрапляє в камеру згоряння, де змішується з паливом і спалахує, створюючи високотемпературний газ, який проходить через турбіну, змушуючи її обертатися. Турбіна, у свою чергу, приводить у рух компресор і вентилятор. Після цього вихлопні гази виходять через вихлопну систему, забезпечуючи тягу.

Удосконалення компресора є ключовим фактором для підвищення ефективності ТГВ ГТД. Компресор відповідає за стискання повітря перед подачею його в камеру згоряння. Сучасні технології дозволяють значно покращити параметри компресора за рахунок наступних аспектів:

Аеродинамічні вдосконалення:

- Використання більш складних профілів лопаток, що дозволяє збільшити коефіцієнт стиснення.
- Оптимізація геометрії робочих коліс та міжлопаткового простору для зменшення втрат на тертя і вихори.

Матеріали:

- Використання нових, легших і міцніших матеріалів, які дозволяють підвищити надійність компресора і зменшити його вагу.
- Застосування композиційних матеріалів і керамічних покриттів, що підвищують стійкість до високих температур і корозії.

Технологічні інновації:

- Впровадження 3D-друку для виготовлення складних геометричних форм, які неможливо створити традиційними методами.
- Використання цифрових двійників для моделювання і оптимізації роботи компресора ще на етапі розробки.

Системи управління:

- Вдосконалені системи автоматичного управління, що забезпечують оптимальний режим роботи компресора при різних умовах експлуатації.
- Інтелектуальні системи діагностики, які дозволяють своєчасно виявляти і усувати несправності.

Впровадження удосконалених компресорів у ТГВ ГТД транспортних літаків призводить до наступних переваг:

- Збільшення паливної економічності.
- Підвищення надійності та довговічності двигуна.
- Зменшення ваги, що сприяє зниженню витрат на експлуатацію.
- Підвищення екологічності за рахунок зменшення викидів шкідливих речовин.

Удосконалення компресора турбо-гвинто-вентиляторного газотурбінного двигуна є важливим напрямком розвитку авіаційної техніки. Сучасні технології та матеріали дозволяють створювати компресори з підвищеною ефективністю, надійністю та довговічністю. Це сприяє покращенню експлуатаційних характеристик транспортних літаків та зниженню витрат на їх обслуговування. Розвиток і впровадження таких інновацій є ключовим фактором для забезпечення конкурентоспроможності авіаційної галузі в майбутньому.

# ЗМІСТ

## Вступ

### 1. Аналітична частина

- 1.1. Основні льотно-технічні дані сучасних транспортних літаків, порівнянних по масі з проєктованим
- 1.2. Вибір схеми та короткий опис конструкції літального апарату
- 1.3. Масовий розрахунок літака
- 1.4. Розрахунок та компонування літака

### 2. Проектна частина

- 2.1. Вихідні дані для термогазодинамічного розрахунку
- 2.2. Термодинамічний розрахунок
- 2.3. Газодинамічний розрахунок
- 2.4. Висотно-швидкісні характеристики
- 2.5. Короткий опис конструкції двигуна
- 2.6. Опис та розрахунок систем двигуна
- 2.7. Розрахунок диска турбіни високого тиску на міцність

### 3. Науково-дослідна частина

- 3.1. Характеристики компресорів
- 3.2. Помпаж компресора
- 3.3. Експлуатаційні причини та методи боротьби з помпажем
- 3.4. Ознаки помпажа
- 3.5. Регулювання компресора перепускання повітря

Висновки

Список літератури

## ВСТУП

У XIX ст. політичне становище у Європі та й у всьому світі не сприяла обміну ідеями між країнами. Тому найчастіше винахідники працювали у своїх країнах ізольовано.

В той час конструктивно найбільш відпрацьованим був паровий двигун. Двигуни внутрішнього згорання, що з'явилися наприкінці віку, були того часу і менш надійними та й мали більшу масу на одиницю потужності. Тому авіаконструктори віддавали перевагу тільки паровій машині. Було спроектовано чимало літаків з паровими двигунами, але ні один із сміливих проєктів не міг бути втіленим в життя. Закладені в них дані за потрібними потужностями та злітними масами не залишали надій на можливість зльоту цих апаратів у випадку їх збудування.

Будування та випробування з пілотом на борту першого в світі літака з паровим двигуном належить кадровому офіцеру російського морського флоту Олександру Федоровичу Можайському. Його літак було збудовано 1883 року. Випробування проводились у 1884 році під Санкт-Петербургом у Красному Селі. При випробуванні літак розбігся по похилому помосту та, відділившись від нього, виконав зліт. Далі недосвідчений пілот не впорався із керуванням. Літак накренився, зачепився консоллю крила за високу огорожу злітного майданчика і зазнав аварії. Факт польоту було засвідчено офіціальним російським виданням, яким була «Військова енциклопедія»: "... апарат відокремився від землі" (т. XVI, с. 377).

У XIX ст. було створено ще декілька літаків з паровими двигунами (літаки К. Адера, Х. Максима, Е. Федорова, С. Ленглі і т.д.), випробування яких спіткала та ж доля.

Поршневі двигуни внутрішнього згорання, що працюють на бензиновому паливі, після своєї появи і використання у автомобільному транспорті привернули до себе увагу і авіаційних конструкторів. Хоча у перших своїх

зразках двигун внутрішнього згорання був важчим за парові авіадвигуни в розрахунку на 1 л.с., але вже тоді він виявився більш компактним та економічним, більш простим у експлуатації. І за ним було майбутнє...

Поршневий літак став першим в світі успішно літавшим моторним апаратом важчим за повітря. Це був літак братів Уілбура та Орвілла Райт. Орвілл Райт так сформулював результати першого польоту літака, що був здійснений ним 17 грудня 1903 р.: “Цей політ тривав лише 12 секунд, але він бив тим не менш першим у історії світу, при якому машина з людиною піднялась силою свого двигуна в повітря при повному польоті, пролетіла вперед, не зменшуючи швидкості, і спустилася в місці, однаковому по висоті з місцем старту”.

Вважається, що своїм першим польотом 17 грудня 1903 року літак братів Райт почав своєрідний відлік світовим досягненням авіації по тривалості та дальності польоту літака: від секунд – до десятків годин і доби, від метрів – до десятків тисяч кілометрів!

З моменту першого вдалого польоту і до кінця другої світової війни єдиним практично використовуваним двигуном був поршневий двигун внутрішнього згорання. В процесі розвитку авіаційної техніки двигуни безперервно удосконалювались у напрямку збільшення потужності, що знімається з одиниці робочого об’єму циліндрів, абсолютної потужності, що розвивається двигуном на землі, висотності, зменшення питомої маси та поліпшення економічності.

В період другої світової війни з’явилися перші літальні апарати з газотурбінними двигунами. За роки війни було спроектовано та збудовано величезну кількість повітряно-реактивних двигунів (ПРД) різноманітних схем.

Льотно-технічні дані літальних апаратів багато в чому визначаються рівнем параметрів і характеристиками авіаційної силової установки. Істотне поліпшення характеристик літака (не применшуючи значення аеродинамічного вдосконалення планера) пов’язане зі зміною даних двигуна. Характерним є перехід на швидкісних літаках від силових установок із поршневим двигуном до реактивних двигунів. Газотурбінні двигуни (ГТД) є основними двигунами в сучасній авіації. Характерною особливістю їх конструкцій є наявність



газогенератора, який складається з компресора, камери згоряння і газової турбіни, що обертає компресор.

Різне призначення літальних апаратів зумовило створення кількох типів реактивних двигунів, кожний з яких забезпечує задані характеристики літака.

Турбореактивні двигуни (ТРД) застосовують на дозвукових військових та цивільних літаках, турбореактивні двигуни з форсажем (ТРДФ) застосовують на надзвукових літаках. ТРД та ТРДФ мають помірні параметри робочого процесу ( $\pi_k^* = 6 \dots 15,5$ ,  $T_T^* = 1100 \dots 1450$  К). Турбогвинтовий (ТГВД) і турбовальний (ТВаД) двигуни застосовують на літаках з помірними дозвуковими швидкостями польоту ( $M_H = 0,5 \dots 0,8$ ), а також гелікоптерах ( $\pi_k^* = 10 \dots 13,5$ ,  $T_T^* = 1200 \dots 1450$  К). Турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) застосовують на дозвукових пасажирських, транспортних літаках та окремих зразках безпілотних літальних апаратів (крилатих ракетах) ( $\pi_k^* = 16 \dots 37$ ,  $T_T^* = 1350 \dots 1650$  К,  $m = 1 \dots 6$ ). Характерною рисою ТРДД у порівнянні з ТРД є те, що вони мають велику витрату повітря та відносно невеликі швидкості витікання газу з двигуна. Це обумовлює високу економічність таких двигунів при великих дозвукових швидкостях польоту. Вони мають кращу економічність ніж ТРД при великих дозвукових швидкостях польоту, а у той же час можуть забезпечити політ із швидкостями більшими, ніж літаки з ТГВД. Турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою (ТРДДФ) широко використовуються на багаторежимних надзвукових літаках. ТРДДФ для таких літаків мають невеликий ступінь двоконтурності ( $m = 0,7 \dots 2,1$ ), який забезпечує добру економічність на дозвукових швидкостях польоту та досить високу тягу на форсованих режимах при польоті з надзвуковою швидкістю. Двигуни ТРДДФ характеризуються максимальноможливими значеннями параметрів робочого процесу ( $\pi_k^* = 17 \dots 21$ ,  $T_T^* = 1650 \dots 1675$  К).

При дозвукових швидкостях польоту використовують ТВаД та ТГВД. Більші дозвукові швидкості вимагають переходу до силових установок на основі ТРДД. В діапазоні чисел  $M_H = 1 \dots 3$  використовують високотемпературні ТРДФ та ТРДДФ.

Швидкість пасажирських літаків, при якій забезпечується найвища економічна ефективність та комфорт пасажирів, відповідає числу  $M_n=0,7\dots 0,8$ , то ТРДД мають кращі за економічністю характеристики ніж ТГВД, у якого ККД повітряного гвинта при даних швидкостях має низькі значення. При застосуванні гвинтовентилятора як рушія замість повітряного гвинта силова установка з турбогвинтовентиляторним двигуном (ТГВД) стає більш економічною, ніж з ТРДД у розглянутому діапазоні умов польоту. Спеціальне профілювання багатолопатевого гвинтовентилятора дозволяє зберегти високі значення ККД гвинта при швидкостях до 840 км/год на висоті 10-11 км. Тяговий ККД при  $M_n=0,8$  перспективного ТГВД на 15...20% вище, ніж ТРДД з великим ступенем двоконтурності. Перевага ТГВД збільшується при зменшенні швидкості польоту. Наприклад, при  $M_n=0,7$  тяговий ККД ТГВД стає на 35...40% вищим тягового ККД ТРДД. Це обумовлено більшим ступенем двоконтурності (умовним) силової установки з ТГВД (порівняно з ТРДД) та використанням гвинтовентилятора, розрахованого для польоту з високими швидкостями.

Також слід зазначити, що опір мотогондоли ТГВД з редуктором буде меншим, ніж опір мотогондоли ТРДД внаслідок менших габаритів самого двигуна. Тому серед перспективних двигунів для пасажирських та вантажних літаків є місце для ТГВД.

## 1. Аналітична частина

### 1.1. Основні льотно-технічні дані сучасних транспортних літаків, порівнянних по масі з проєктованим

Робота присвячена проєктуванню силової установки для транспортного літака із злітною масою 150 т. Далі представлена таблиця 1.1 із статистичними даними сучасних транспортних літаків з порівнянними масами, на основі аналізу яких будуть прийняті вихідні дані для розрахунку проєктованого літака.

Таблиця 1.1

Основні льотно-технічні дані прототипів проєктованого літака

№ п/п	Параметри та характеристики	Ан-70	Іл-76	Ту-330ВТ	А400М	С-130J
1	Екіпаж+супроводжуючі, чол.	3+2	5+2			
2	Злітна маса, т	139	190	98	130	70,3
3	Відносне комерційне завантаження	0,34	0,247	0,358	0,285	0,31
4	Крейсерська швидкість, км/год	760	786	790	745	632
5	Тип двигуна	ТГВД Д-27	ТРДД Д-30КП	ТРДД ПС-90А	ТГВД ТР400- D6	ТГВД АЕ2100 D3
6	Потужність, кВт	4×10290	—	—	4×7350	4×4483,5
7	Злітна тяга двигуна, кН	—	4×120	2×160	—	—
8	Енергоозброєність,кВт/кг	0,296	—	—	0,226	0,255
9	Тягоозброєність, Н/кг	—	2,53	3,27	—	—
10	Ступінь підвищення тиску у компресорі $\pi_k^*$	23	19,75	37,1	24	
11	Розмах крила, м	44,06	50,5		42,7	
12	Площа крила, м <sup>2</sup>	202,6	300			

№ п/п	Параметри та характеристики	Ан-70	Іл-76	Ту-330ВТ	А400М	С-130J
13	Кут $\chi_{1/4}$ хорди крила, °	14	25		15	
14	Звуження крила	3	4		3	
15	Подовження крила	9,5	8,5			
16	Довжина ПС, м	40,95	46,6			
17	Діаметр фюзеляжу, м	5,6	4,8		5,6	
18	Подовження фюзеляжу, м	8	9,4			
19	Кут $\chi_{1/4}$ хорди ГО, °	20	29		21	
20	Кут $\chi_{1/4}$ хорди ВО, °	24	34		25	
21	Висота польоту, км	9–12	9–12	11	9,1	8–9
22	Дальність польоту з максимальним вантажем, км	3000	4000	2200	3250	4500
23	Довжина ЗПС, м	1750	2800	2200	2000	1800

Проаналізувавши параметри літаків, що наближені до прототипу, задамо параметри для проєктованого повітряного судна. Більшість вихідних даних для розрахунку буде приблизно схожа до характеристик літака Ан-70 (згідно з назвою дипломної роботи). Деякі значення параметрів візьмемо з конструктивних міркувань.

## 1.2. Вибір схеми та короткий опис конструкції літального апарату

Проектований літак виконаний за монопланною «нормальною» аеродинамічною схемою (тобто горизонтальне оперення розташоване позаду крила). Дана схема найбільш доцільна для трансзвукових літаків та літаків, у яких режим польоту на дозвуковій швидкості переважає режими надзвукового польоту.

Основними перевагами нормальної схеми є: можливість ефективного використання механізації крила; легке забезпечення балансування літака із

випущеними закрилками; розміщення оперення за крилом, що дозволяє виконувати носову частину фюзеляжу коротшою. Це дозволяє не тільки покращити огляд пілотам, але й зменшити площу вертикального оперення, так як вкорочена носова частина фюзеляжу визиває появу меншого дестабілізуючого шляхового моменту; можливість зменшення площі вертикального і горизонтального оперення, так як їхні плечі значно більші, ніж у інших схем.

Більшість вантажних літаків виконуються високопланами, щоб фюзеляж міг бути максимально наближеним до поверхні аеродрому для забезпечення вантажно-розвантажувальних робіт. Бажано, щоб рівень вантажної підлоги знаходився на рівні площини кузова вантажного автомобіля. Для завантажувальних робіт у хвостовій частині фюзеляжу роблять люк, частина якого що відхиляється униз є завантажувальною рампою. Це забезпечує можливість легкого та швидкого завантаження в літак та розвантаження з літака бойової техніки та вантажів. До того ж, при використанні схеми «високоплан» з'являється можливість вільного маневрування спец автотранспорту при технічному обслуговуванні літака. Ресурс двигунів збільшується, так як вони знаходяться на значному віддаленні від землі і ймовірність потрапляння твердих частинок з поверхні злітно-посадкової смуги у повітрозабирачі різко зменшується.

Безперечною перевагою схеми «високоплан» є більш високе значення  $C_{y \max}$  завдяки збереженню над фюзеляжем повністю або частково аеродинамічно чистої верхньої поверхні крила, більшої ефективності механізації крила за рахунок зниження кінцевого ефекту на закрилках, так як борт фюзеляжу і мотогондола виконують роль кінцевих «шайб».

Слід відзначити, що оскільки швидкість, за якої забезпечується найвища економічна ефективність та комфорт, а також цільова ефективність військово-транспортних літаків відповідає числу  $M_n=0,7...0,8$ , то ТРДД мають кращі за економічністю характеристики ніж ТГВД, у якого ККД повітряного гвинта при даних швидкостях має низькі значення. При застосуванні гвинтовентилятора як рушія замість повітряного гвинта силова установка з ТГВД стає більш

економічною, ніж з ТРДД у розглянутому діапазоні умов польоту. Також, при використанні силової установки з ТГВД, можна досягти кращих злітно-посадкових характеристик літака, аніж при використанні силової установки із ТРДД. Спеціальне профілювання багатолопатевого гвинтовентиляторів дозволяє зберегти високі значення ККД гвинта при швидкостях до 840 км/год на висоті 10 км. Тяговий ККД перспективного ТГВД при  $M_n=0,8$  на 15...20% вище, ніж ТРДД з великим ступенем двоконтурності. Перевага ТГВД збільшується при зменшенні швидкості польоту. Наприклад, при  $M_n=0,7$  тяговий ККД ТГВД стає на 35...40% вищим тягового ККД ТРДД. Це обумовлено більшим ступенем двоконтурності (умовно) силової установки з ТГВД (порівняно з ТРДД) та використанням гвинтовентилятора, розрахованого для польоту з високими швидкостями.

Також слід відзначити, що опір мотогондолою ТГВД з редуктором буде меншим, ніж опір мотогондолою ТРДД внаслідок менших габаритів самого двигуна.

Розташування вибраного типу двигунів під крилом є найоптимальнішим для даної схеми літака. Така схема має наступні переваги:

- двигуни розвантажують конструкцію в польоті, зменшуючи згинальний момент від зовнішніх навантажень, що призводить до зменшення маси конструкції крила;
- двигуни демпфують коливання крила під час польоту в турбулентній атмосфері і є протифлатерними балансирами;
- забезпечується зручність заміни двигуна іншим (з більшими розмірами);
- створюються добрі умови по обслуговуванню двигуна;
- велике віддалення повітрозабирача двигуна та порівняно великий кліренс між лопатями гвинтовентилятора і землею, що забезпечує добру їх захищеність від пошкодження сторонніми предметами.

Крило двохлонжеронної конструкції, трапецевидне, з невеликою стрілоподібністю. У компоновці крила застосовані нові суперкритичні профілі ЦАГІ П-202, які забезпечують високі несівні характеристики на крейсерських і

злітно-посадкових режимах польоту. Передня кромка крила на ланці між бортом фюзеляжу і внутрішньою мотогондолою оснащена відхиляємим носком, а на решті розмаху крила – висувними передкрилками.

Задня кромка оснащена двохщільовими висувними закрилками, які займають 75% розмаху крила, а також елеронами та інтерцепторами, секціонованими на інтерцептори-елерони – гальмівні та глісадні.

Горизонтальне оперення виконане з композиційних матеріалів на основі вуглепластика. Руль висоти дволанковий, чотирисекційний, ланки кінематично пов'язані між собою. Кожна секція руля висоти пов'язана механічною проводкою з рулевими приводами системи керування літаком.

Вертикальне оперення також виконане з композиційних матеріалів на основі вуглепластика. Кесонна частина виготовлена чотирилонжеронною. Руль напряму дволанковий, трисекційний, ланки кінематично пов'язані між собою.

Герметичний фюзеляж забезпечує мінімальний тиск у кабіні, який відповідає атмосферному тиску на висоті не більше 2400 м. Виконаний у вигляді напівмонокока з повздовжнім набором із стрингерів та балок, поперечним набором із шпангоутів і працюючою обшивкою.

У фюзеляжі розміщені: кабіна екіпажа, кабіна супроводжуваних, технічний відсік, вантажна кабіна. Кабіну екіпажу від вантажної відділяє силовий шпангоут, який виконує функцію бар'єрної стінки і захищаючий льотний склад у випадку зривання вантажу при аварійній посадці. Під підлогою кабіни пілотів знаходиться технічний відсік, у якому розміщено бортове та радіоелектронне обладнання.

У хвостовій частині фюзеляжу розташований вантажний люк, що складається з рампи, гермошпангоута, трапів і ступок. Рампа разом з трапами при завантажуванні-розвантажуванні виконує функції наїзду. Так, як і стеля вантажної кабіни, стеля вантажолюка оснащений рельсовими напрямними для пересування електротельферів за поріг рампи. Великий їх винос дозволяє проводити завантажування габаритних вантажів та контейнерів. В зоні порогу

вантажної підлоги встановлено керовані опори, котрі використовуються у процесі завантаження-розвантаження літака і убираються у обтікачі шасі.

Шасі триопорної схеми з одностійковою передньою і двома три стійковими основними опорами на кожній стійці. Є допоміжні вантажні опори, розташовані в районі порогу вантажної підлоги, котрі підтримують літак під час завантаження та розвантаження, а також беруть участь у регулюванні висоти порогу вантажної підлоги відносно землі. На основних стійках шасі є гальма монодискової конструкції з композиційних матеріалів на вуглецевій основі. Система керування руліжним пристроєм – електроди станційна. Є система вимірювання маси та центрівки літака на стоянці. Шасі дозволяє експлуатувати машину на ґрунтових та нежорстких злітно-посадкових смугах. Передбачене замінювання коліс основного шасі без піднімання літака на підйомники з використанням штатної системи присідання. Багатоопорне шасі у поєднанні із високопланною схемою дозволить систематично експлуатувати повітряне судно на ЗПС із ґрунтовим, гальковим та трав'яним покриттям.

Система штурвального управління – електродистанційного типу, без механічної проводки від кабіни екіпажа до гідроприводів аеродинамічних органів керування. Вона включає в себе чотириканальну електродистанційну і гідродистанційну (резервну) системи керування.

Паливна система забезпечує живлення паливом двигуна та ДСУ на всіх можливих режимах експлуатації літака. Паливо розміщується у крилових баках-кесонах. Кожний двигун живиться паливом автономно із своєї групи. Перекачка палива у витратний відсік і підкачка з витратного відсіку у двигун здійснюється електропривод ними насосами автоматично. Заправка паливом здійснюється через два штуцери централізованої заправки міжнародного стандарту, встановлених у носкі правого обтічника шасі. Заправку можна здійснювати як з використанням централізованої автоматичної системи, так і через заливні горловини, котрі є у кожному паливному баці. Для відкачки палива із заправочних магістралей після закінчення централізованої заправки літак обладнано



системою відкачки палива. Передбачене також централізоване зливання палива з усіх баків, перекачка його з одного бака в будь-який інший на землі.

Гідравлічна система літака складається з чотирьох автономних гідросистем. Робоча рідина АМГ-10. Основним джерелом тиску в кожній гідросистемі слугує гідронасос змінної продуктивності з приводом від двигуна. В кожній гідросистемі, окрім основного джерела, передбачені резервні джерела тиску. В їх якості використовуються: гідротрансформатори, які встановлено в кожній гідросистемі; турбонасосні установки, розташовані у двох гідросистемах, і електропровідна насосна станція, встановлена у третій гідросистемі. Крім того на літаку є вітродвигун з турбонасосною установкою, який є аварійним джерелом гідравлічної енергії. В систему убирання-випускання шасі входить гідросистема ручного насоса, призначена для дотиснення основних опор шасі, а також для дозаправки гідробаків з резервної ємності гідросистеми.

Система кондиціонування повітря підтримує у кабіні повітряного судна необхідні умови життєдіяльності. Вона забезпечує відбирання повітря від двигунів і подачу його до блоків кондиціонування, а також наддування гермокабіни. У вантажній кабіні може підтримуватись низька температура, що дозволяє перевозити на літаку швидкопсувні вантажі.

### 1.3. Масовий розрахунок літака

Розрахунок літака проводився з допомогою комп'ютерної програми, яка є на кафедрі літальних апаратів.

Кількість членів екіпажу	3 чол.
Кількість супроводжуючих	2 чол.
Маса спорядження та службового вантажу	1243,73 кг
Маса комерційного навантаження	35000,00 кг
Крейсерська швидкість польоту	750 кг/год
Число "М" польоту при крейсерській швидкості	0,6911
Розрахункова висота початку реалізації польотів із крейсерською економічною швидкістю	9670 м
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням	4800 км
Довжина льотної смуги аеродрому базування	1900 м
Кількість двигунів	4
Оцінка за статистикою енергоозброєності	0,3 кВт/кг
Відносна маса палива за статистикою	0,2800
Подовження крила	9,50
Звуження крила	3,00
Середня відносна товщина крила	0,12
Стрілоподібність крила по 0,25 хорд	14,0 °
Ступінь механізованості крила	0,80
Відносна площа прикореневих напливів	0,02
Профіль крила	суперкритичний
Шайби Уіткомба	не застосовуються
Спойлери	встановлені
Діаметр фюзеляжу	5,6 м
Подовження фюзеляжу	8,20
Стрілоподібність горизонтального оперення	20,0 °

Стрілоподібність вертикального оперення

24,0 °

**Вихідні дані та вибрані параметри**

## Результати розрахунку

Значення оптимального коефіцієнту підйомної сили у розрахунковій точці крейсерського режиму польоту $C_y$	0,47469
Значення коефіцієнту індуктивного опору $C_{x \text{ інд.}}$	0,00931
Визначення коефіцієнта $D_M = M_{\text{крит}} - M_{\text{крейс}}$	
Число Маха крейсерське $M_{\text{крейс}}$	0,69106
Число Маха хвильової кризи $M_{\text{крит}}$	0,71677
Коефіцієнт $D_M$	0,02571
Значення питомих навантажень на крило (по повній площі):	
при зльоті	4,921 кПа
на початку крейсерського режиму	4,773 кПа
у середині крейсерської ланки	4,434 кПа
Значення коефіцієнта опору фюзеляжу і гондол	0,01125
Значення коефіцієнта профільного опору крила і оперення	0,00933
Значення коефіцієнта опору літака:	
на початку крейсерського режиму	0,03212
у середині крейсерського режиму	0,03141
Середнє значення $C_y$ при умовному польоті по стелям	0,47469
Середня крейсерська якість літака	15,11478
Значення коефіцієнта $C_{y \text{ пос.}}$	1,620
Значення коефіцієнта (при швидкості звалювання) $C_{y \text{ пос.мах}}$	2,431
Значення коефіцієнта (при швидкості звалювання) $C_{y \text{ зл.мах}}$	2,074
Значення коефіцієнта $C_{y \text{ відр.}}$	1,494
Енергоозброєність на початку крейсерського режиму	0,150
Стартова енергоозброєність за умов крейсерського режиму $N_{0 \text{ кр.}}$	0,256
Стартова енергоозброєність за умов безпечного зльоту $N_{0 \text{ зл.}}$	0,227
Розрахункова енергоозброєність літака $N_0$	0,261
Відношення $D_n = N_{0 \text{ кр.}}/N_{0 \text{ зл.}}$	1,126

Питомі витрати палива

Злітний режим	0,1747 кг/кВт*год
Крейсерський режим (характеристика двигуна)	0,1453 кг/кВт*год
Середній крейсерський режим при заданій дальності польоту	0,1466 кг/кВт*год

Відносні маси палива:

Аеронавігаційний запас	0,02508
Маса палива, що витрачається	0,17673

Значення відносних мас:

крила	0,09647
горизонтального оперення	0,01158
вертикального оперення	0,01131
шасі	0,04230
силової установки	0,15703
фюзеляжу	0,12262
обладнання та керування	0,12120
додаткового оснащення	0,00384
службового навантаження	0,00796
палива при розрахунковій дальності польоту	0,20181
комерційного навантаження	0,22389
Злітна маса літака $M_0$	156328 кг
Потрібна злітна потужність двигуна	10209,8 кВт
Відносна маса висотного обладнання і системи протизаледіння літака	0,0173
Відносна маса пасажирського обладнання (або обладнання кабін вантажного літака)	0,0003
Відносна маса декоративної обшивки і ТЗІ	0,0060
Відносна маса побутового (або вантажного) обладнання	0,0274
Відносна маса керування	0,0048
Відносна маса гідросистем	0,0140
Відносна маса електрообладнання	0,0279

Відносна маса локаційного обладнання	0,0036
Відносна маса навігаційного обладнання	0,0054
Відносна маса радіозв'язкового обладнання	0,0027
Відносна маса приладного обладнання	0,0063
Відносна маса паливної системи (входить до маси СУ)	0,0060

#### Додаткове оснащення:

Відносна маса контейнерного обладнання	0,0000
Відносна маса нетипового обладнання (вбудовані системи діагностування і контролю параметрів, додаткове оснащення салонів тощо)	0,0038

#### Характеристики злітної дистанції

Швидкість відриву літака	259,48 км/год
Прискорення при розбіганні	3,41 м/с <sup>2</sup>
Довжина розбігу літака	759 м
Дистанція набирання безпечної висоти	472 м
Злітна дистанція	1231 м

#### Характеристики злітної дистанції продовженого зльоту

Швидкість прийняття рішення	233,53 км/год
Середнє прискорення при продовженому зльоті на мокрій ЗПС	1,85 м/с <sup>2</sup>
Довжина розбігання при продовженому зльоті на мокрій ЗПС	883,95 м
Злітна дистанція продовженого зльоту	1356,19 м
Потрібна довжина льотної смуги за умовами перерваного зльоту	1397,91 м

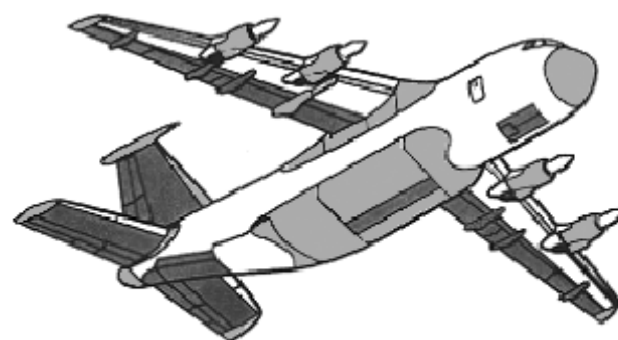
#### Характеристики посадкової дистанції

Максимальна посадкова маса літака	135720 кг
Час зниження з висоти ешелону до висоти польоту по колу	17,9 хв.
Дистанція зниження	37,31 км
Швидкість заходу на посадку	251,34 км/год
Середня вертикальна швидкість зниження	2,02 м/с

Дистанція повітряної ланки	528 м
Посадкова швидкість	236,04 км/год
Довжина пробігу	714 м
Посадкова дистанція	1242 м
Потрібна довжина льотної смуги (ЗПС+КСБ) для основного аеродрому	2073 м
Потрібна довжина льотної смуги для запасного аеродрому	1763 м
Показники ефективності літака	
Відношення маси спорядженого літака до маси комерційного навантаження	2,5480
Відносна продуктивність за повним навантаженням	319,28 км/год
Продуктивність літака при максимальному комерційному навантаженні	25074,6 т*км/год
Середня витрата палива за годину	4123,593 кг/год
Середня кілометрова витрата палива	5,76 кг/км
Середня витрата палива на тонно-кілометр	164,453 г/( т*км)
Орієнтовна оцінка приведених витрат на тонно-кілометр	0,4675 \$/( т*км)

**Примітка:**

Недоліком програмного розрахунку є неможливість врахування матеріалу з якого виконано літальний апарат, тобто заміну металевих елементів конструкції на виготовлені з композитних матеріалів. Напрацювання, що отримані у



■ - вуглепластик  
 ■ - склопластик та органопластик

**Рис.1.1. Застосування композитних матеріалів у конструкції літака Ан-70**

результаті проведення досліджень, дозволили здійснити складну програму зі створення високонавантажених вузлів та агрегатів з композитних матеріалів для широкофюзеляжного літака Ан-70. Об'єм конструкції із скло-, вугле- та органічних пластиків на літаку Ан-70 досяг 20% від маси планера (див. рис.1.1).

Також не враховуються особливості конструкції літака (в тому числі, новітні впровадження). Тому розрахований літальний апарат виходить важчим, аніж існуючі сучасні аналоги. У зв'язку з цим, можемо вважати, що, за рахунок зменшення маси конструкції літака, він матиме можливість перевозити більш важкі вантажі, тобто збільшиться комерційне навантаження.

До того ж не враховується використання нових, розроблених у ЦАГІ, суперкритичних профілів та взаємоув'язки вузлів літака, що дуже вплине на аеродинамічну якість. Це, в свою чергу, дозволить розвивати літакові більшу швидкість польоту.

При цьому, до речі, збільшаться показники ефективності літака.



## 2 Проектна частина

### 2.1. Вихідні дані для термогазодинамічного розрахунку

За розрахунковий режим для двигуна приймається стендовий ( $H=0$ ,  $V=0$ ) при стандартних атмосферних умовах ( $p_n=101325$  Па,  $T_n=288$  К).

Вихідні дані:

$$G_{\text{пов.}} = 29 \text{ кг/с}; T_{\Gamma} = 1575 \text{ К}; \pi_{\text{КС}} = 24; \pi_{\text{КНТ}} = 4,484; k=1,4; k_{\Gamma} = 1,33;$$

$$R=287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}; R_{\Gamma} = 288 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}; l_0 = 14,7 \frac{\text{кг}_{\text{пов.}}}{\text{кг}_{\text{пал}}}; \bar{m} = 1,04; \text{Nu}=43000 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}; \eta_{\text{ГВ}} = 0,990;$$

$$\eta_{\text{М}} = 0,990; \sigma_{\text{ВХ}} = 0,990; \eta_{\text{КНТ}} = 0,890; \sigma_{\text{Пр}} = 0,990; \eta_{\text{КВТ}} = 0,870; \eta_{\Gamma} = 0,990; \sigma_{\text{КЗ}} =$$

$$0,985; \eta_{\text{ТВТ}} = 0,890; \eta_{\text{ТНТ}} = 0,900; \eta_{\text{ТГВ}} = 0,920; \eta_{\text{с}} = 0,774; \eta_{\text{р}} = 0,737; \eta_{\text{ТКВТ}} =$$

$$0,990; \eta_{\text{ТКНТ}} = 0,990; \phi_{\text{с}} = 0,990.$$

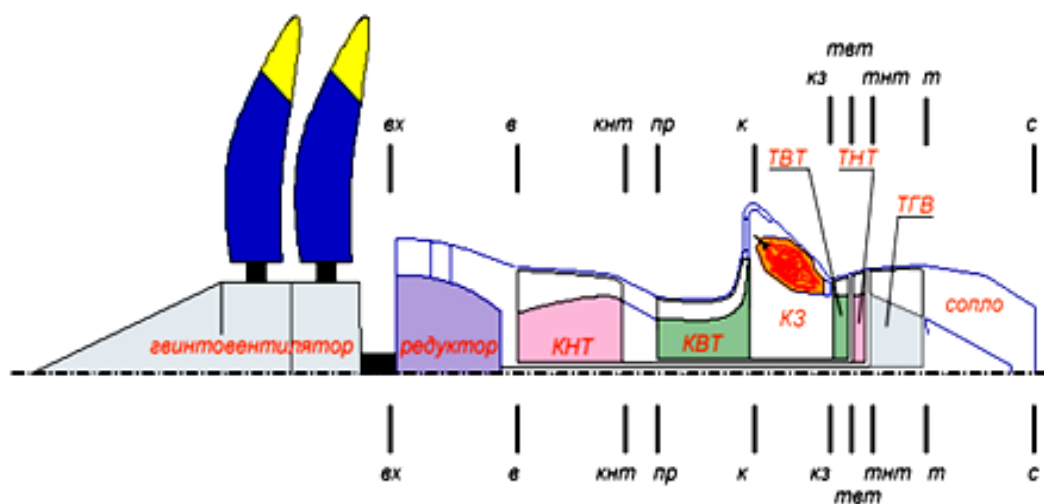


Рис.2.1. Схематичне зображення турбогвинтовентиляторного двигуна

## 2.2. Термодинамічний розрахунок

Метою термодинамічного розрахунку двигуна є:

1. Визначення термодинамічних параметрів повітря у різноманітних розрахункових перерізах проточної частини двигуна;
2. Визначення еквівалентної потужності, тяги реакції сопла, сумарної тяги та питомих параметрів двигуна на розрахунковому режимові.

Визначення параметрів повітря у різних перерізах необхідно для розв'язання двох задач:

1. Визначення потужності, тяги і питомих параметрів двигуна;
2. Визначення геометричних розмірів двигуна і форми його проточної частини.

1. Визначення параметрів робочого тіла у незбуреному потоці перед двигуном:

$$p_H = p_H \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad [2.1]$$

$$T_H = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right). \quad [2.2]$$

2. Визначення параметрів робочого тіла на вході, у перерізі в-в:

$$p_B = \sigma_{вх} p_H, \quad [2.3]$$

$$T_B = T_H, \quad [2.4]$$

$\sigma_{вх}$  – коефіцієнт відновлення повного тиску у вхідному пристрої (для дозвукових швидкостей польоту задається в межах 0,96...0,995).

3. Параметри повітря на виході з КНТ у перерізі кнт-кнт визначаємо за формулами:

$$p_{кнт} = p_B \pi_{кнт}; \quad [2.5]$$

$$T_{кнт} = T_B \left(1 + \frac{\pi_{кнт}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{кнт}}\right), \quad [2.6]$$

Робота КНТ визначається за формулою [2.7]:

$$L_{кнт} = \frac{k}{k-1} R (T_{кнт} - T_B). \quad [2.7]$$

4. Параметри повітря у компресорі високого тиску

Якщо компресори рознесені і між ними встановлено додаткові пристрої (стійки тощо), то вводиться коефіцієнт збереження повного тиску в цій перехідній ділянці  $\sigma_{\text{пр}}=0,98\dots 0,99$ . Тоді, в даному випадку  $p_{\text{пр}}=\sigma_{\text{пр}}p_{\text{кнт}}$ .

Параметри повітря на виході з КВТ визначаються за такими співвідношеннями:

$$p_{\text{к}}=p_{\text{пр}}\pi_{\text{квт}}, \quad [2.8]$$

$$T_{\text{к}}=T_{\text{кнт}}\left(1+\frac{\pi_{\text{квт}}^{\frac{k-1}{k}}-1}{\eta_{\text{квт}}}\right), \quad [2.9]$$

Робота стиснення КВТ:

$$L_{\text{квт}}=\frac{k}{k-1}R(T_{\text{к}}-T_{\text{кнт}}). \quad [2.10]$$

## 5. Параметри потоку в камері згоряння

Повний тиск на виході з камери згоряння:

$$p_{\text{г}}=\sigma_{\text{кз}}p_{\text{к}}. \quad [2.11]$$

Відносна витрата палива

$$g_{\text{пал.}}=\frac{c_{\text{кз}}(T_{\text{г}}-T_{\text{к}})}{\eta_{\text{г}}H_{\text{и}}}, \quad [2.12]$$

де  $c_{\text{кз}}$  – умовна середня питома теплоємність газу в процесі підведення теплоти в камері згоряння (визначається з графіку залежності  $c_{\text{кз}}=f(T_{\text{к}}, T_{\text{г}})$ );

$\eta_{\text{г}}$  – коефіцієнт повноти згоряння палива (заданий);

$H_{\text{и}}=43000$  кДж/кг – середнє значення нижчої теплотворної здатності палива.

## 6. Визначення параметрів газу в турбіні високого тиску

Слід зазначити, що при наявності охолодження першого СА температури загальмованого потоку на вході і на виході з нього відрізняються за рахунок підведення до основного потоку холодного повітря.

Кількість повітря, що відбирається на охолодження елементів турбіни, визначається багатьма факторами: температурою  $T_{\text{г}}^*$ , типом системи охолодження, температурою охолоджуючого повітря, тощо. Сумарну відносну кількість охолоджуваного повітря ми визначаємо за наближеним співвідношенням:

$$g_{\text{охол.}}=\frac{\Delta G_{\text{в.ох.}}}{G_{\text{пов.}}}\approx 0,035+0,0002(T_{\text{г}}-1300). \quad [2.13]$$

Витрата газу на вході в турбіну високого тиску знаходиться за співвідношенням:

$$G_{\Gamma} = (1+g_{\Pi})G_{\text{в.кз}},$$

де  $G_{\text{в.кз}}$  – витрата повітря через вхідний переріз камери згоряння.

$$G_{\text{в.кз}} = G_{\text{пов.}}(1 - g_{\text{охол.}} - g_{\text{відб.}}),$$

де  $G_{\text{пов.}}$  – витрата повітря через компресор;

$g_{\text{відб.}} = \frac{\Delta G_{\text{відб.}}}{G_{\text{пов.}}} = 0,02 \div 0,03$  – відносна кількість повітря, що відбирається на різні потреби (потреби літака, обігрівання повітрязабирача та ін.), крім охолодження турбіни.

Температуру на виході з турбіни високого тиску визначаємо на основі рівняння балансу потужностей компресора високого тиску  $N_{\text{квт}} = G_{\text{пов.}} L_{\text{квт}}$  та турбіни високого тиску  $N_{\text{твт}} = G_{\Gamma} L_{\text{твт}}$  за формулою:

$$T_{\text{твт}} = T_{\Gamma} - \frac{L_{\text{квт}}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (1 - g_{\text{охол.}} - g_{\text{відб.}}) (1 + g_{\text{пал.}}) \eta_{\text{ТКвт}}}, \quad [2.14]$$

де  $\eta_{\text{ТКвт}} = 0,98 \dots 0,99$  – механічний ККД турбокомпресора високого тиску.

Ступінь зниження тиску у ТВТ визначимо за формулою [2.15]:

$$\pi_{\text{твт}} = \left[ \frac{\eta_{\text{твт}}}{\eta_{\text{твт}} - \left(1 - \frac{T_{\text{твт}}}{T_{\Gamma}}\right)} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}}. \quad [2.15]$$

Тиск за турбіною високого тиску

$$p_{\text{твт}} = \frac{p_{\Gamma}}{\pi_{\text{твт}}}. \quad [2.16]$$

## 7. Параметри газу в турбіні низького тиску

Температура за турбіною низького тиску

$$T_{\text{тнт}} = T_{\text{твт}} - \frac{L_{\text{кнт}}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (1 - 0,4g_{\text{охол.}} - g_{\text{відб.}}) (1 + g_{\text{пал.}}) \eta_{\text{ТКнт}}}, \quad [2.17]$$

де  $\eta_{\text{ТКнт}} = 0,98 \dots 0,99$  – механічний ККД турбокомпресора низького тиску.

Ступінь зниження тиску в ТНТ

$$\pi_{\text{тнт}} = \left[ \frac{\eta_{\text{тнт}}}{\eta_{\text{тнт}} - \left(1 - \frac{T_{\text{тнт}}}{T_{\text{твт}}}\right)} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}}, \quad [2.18]$$

Тиск за ТНТ визначимо за формулою [2.19]:

$$p_{\text{тнт}} = \frac{p_{\text{твт}}}{\pi_{\text{тнт}}}. \quad [2.19]$$

## 8. Визначення параметрів газу у вільній турбіні

Робота вільної турбіни  $L_e$  при повному розширенні:

$$L_e = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} \cdot R_\Gamma \cdot T_{\text{ТНТ}} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_{\text{ТГВ}}} \right)^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}} \right] \cdot \eta_{\text{ТГВ}}, \quad [2.20]$$

де  $\pi_{\text{ТГВ}} = \frac{P_{\text{ТНТ}}}{P_\Gamma}$ ;  $P_\Gamma = (1,05 \dots 1,15) \cdot P_H$ .

Параметри газу за турбіною визначаємо за наступними співвідношеннями:

$$T_\Gamma = T_{\text{ТНТ}} - \frac{L_e}{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma}, \quad p_\Gamma = p_{\text{ТНТ}} \left( 1 - \frac{1 - \frac{T_\Gamma}{T_{\text{ТНТ}}}}{\eta_{\text{ТГВ}}} \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1}}, \quad [2.21, 2.22]$$

## 9. Параметри газу на виході з сопла

Критичний перепад тиску у соплі

$$\pi_{c_{\text{кр}}} = \left( \frac{k_\Gamma - 1}{2} \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1}}, \quad [2.23]$$

при  $\frac{p_\Gamma}{p_H} < \pi_{c_{\text{кр}}}$  відбувається повне розширення у реактивному соплі.

Швидкість потоку на виході з сопла

$$c_c = \phi_c \sqrt{2 \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma T_\Gamma \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_\Gamma} \right)^{\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma}} \right]}. \quad [2.24]$$

Температура та тиск на виході з сопла

$$T_c = T_\Gamma - \frac{c_c^2}{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma}, \quad p_c = p_H. \quad [2.25, 2.26]$$

## 10. Визначення основних та питомих параметрів двигуна

Потужність на валу двигуна

$$N_e = G_{\text{пов.}} \cdot L_e. \quad [2.27]$$

Потужність, що передається гвинтовентилятору:

$$N_{\text{ГВ}} = N_e \eta_M. \quad [2.28]$$

Тягова потужність гвинтовентилятора:

$$N_{\text{тяг.ГВ}} = N_{\text{ГВ}} \eta_{\text{ГВ}}. \quad [2.29]$$

Тяга прямої реакції

$$R_p = G_{\text{пов.}} \cdot (c_c - V_{\text{пол.}}), \quad [2.30]$$

та еквівалентна їй тягова потужність прямої реакції

$$N_{\text{тяг.р}} = R_p V \quad [2.31]$$

Сумарна потужність ТГВД складається з тягової потужності гвинтовентилятора та тягової потужності прямої реакції, тобто

$$N_{\text{ТЯГ}} = N_{\text{ТЯГ.ГВ}} + N_{\text{ТЯГ.Р}} \quad [2.32]$$

Еквівалентна потужність двигуна (така потужність, яку міг би розвинути двигун за умови, що вся тягова потужність створюється гвинтовентилятором):

$$N_{\text{ЕКВ}} = \frac{N_{\text{ТЯГ}}}{\eta_{\text{ГВ}}} = N_{\text{ГВ}} + \frac{R_p V}{\eta_{\text{ГВ}}} \quad [2.33]$$

у стендових умовах:

$$N_{\text{ЕКВ}} = N_e + \frac{1}{\beta} R_p \quad [2.34]$$

де  $\beta$  – коефіцієнт, який залежить від параметрів гвинтовентилятора (повітряного гвинта) і дорівнює  $\beta = 9,8 \dots 17$  Н/кВт.

Питома витрата палива на розрахунковому режимі

$$C_e = \frac{3600 \cdot G_{\text{ПОВ.}} \cdot g_{\text{Пал.}} (1 - g_{\text{ОХОЛ.}} - g_{\text{ВІДБ.}})}{N_{\text{ЕКВ}}} \quad [2.35]$$

Тягу турбогвинтовентиляторного двигуна можемо знайти за наступним виразом [2.36]:

$$R = R_{\text{ГВ}} + R_p = \frac{N_{\text{ГВ}} \eta_{\text{ГВ}}}{V} + G_{\text{ПОВ.}} (c_c + V), \quad [2.36]$$

у стендових умовах – за формулою [2.37]:

$$R = N_{\text{ГВ}} \tau + R_p, \quad [2.37]$$

де  $\tau = 12 \dots 16$  Н/кВт – коефіцієнт, який залежить від параметрів гвинтовентилятора.

Отримані значення у термодинамічному розрахунку зводимо у табл.(2.1), (2.2), (2.3) та (2.4).

Таблиця 2.1

Термодинамічні параметри у  
розрахункових перерізах двигуна

$p_B^*$ , Па	100311,75
$T_B^*$ , К	288,00
$p_{кнт}^*$ , Па	449801,24
$T_{кнт}^*$ , К	461,22
$p_K^*$ , Па	2383407,18
$T_K^*$ , К	787,22
$p_\Gamma^*$ , Па	2347656,07
$T_\Gamma^*$ , К	1575,00
$p_{твт}^*$ , Па	843389,29
$T_{твт}^*$ , К	1260,56
$p_{тнт}^*$ , Па	461830,97
$T_{тнт}^*$ , К	1103,10
$p_T^*$ , Па	108417,75
$T_T^*$ , К	796,58
$p_c^*$ , Па	100311,75
$T_c^*$ , К	770,59

Таблиця 2.2

$\pi_{кнт}^*$	4,484
$\pi_{квт}^*$	5,352
$\pi_{твт}^*$	2,784
$\pi_{тнт}^*$	1,826
$\pi_{тгв}^*$	4,260
$\pi_{с кр.}$	1,851
$\pi_c^*$	4,484

Таблиця 2.3

Енергетичні показники	
$L_\zeta$ , Дж/кг	170737,67
$L_{кнт}$ , Дж/кг	173997,69
$L_{кнт}^*$ , Дж/кг	154857,95
$L_{квт}$ , Дж/кг	327465,95
$L_{квт}^*$ , Дж/кг	284895,38
$L_{твт}$ , Дж/кг	266236,88
$L_{твт}^*$ , Дж/кг	299142,56
$L_{тнт}$ , Дж/кг	146341,94
$L_{тнт}^*$ , Дж/кг	162602,16
$L_e$ , Дж/кг	355778,95

Таблиця 2.4

Основні та питомі параметри двигуна

$g_{пал.}$	0,0241
$\alpha$	2,828
$c_s$ , м/с	173,70
$R_p$ , Н	5037,34
$N_e$ , кВт	10317,59
$N_{гв}$ , кВт	10214,41
$N_{тяг.гв}$ , кВт	10112,27
$N_{тяг}$ , кВт	10112,27
$N_{екв.}$ , кВт	10653,41
$R$ , Н	158253,55
$c_s$ , кг/кВт·год	0,20864

### 2.3. Газодинамічний розрахунок

Метою газодинамічного розрахунку двигуна є:

1. Визначення діаметральних розмірів характерних перерізів проточної частини двигуна та осьових розмірів елементів двигуна, необхідних для його компонування;
2. Визначення кількості роторів та частот їх обертання;
3. Визначення кількості ступенів компресорів та турбін у кожному каскаді і розподілу роботи стиснення / розширення між ними.

Вихідними даними для газодинамічного розрахунку двигуна є результати термодинамічного розрахунку.

#### 1. Компресор низького тиску

Площа прохідного перерізу на вході в КНТ визначається на підставі отриманої за результатами термодинамічного розрахунку витрати повітря  $G_{\text{пов}}$ .

$$F_B = \frac{G_{\text{пов}}}{\rho_B c_{a1}}. \quad [2.38]$$

Осьова швидкість потоку в перерізі в-в вибирається в діапазоні  $c_{a1}=160\dots200$  м/с. Вона визначає значення статичних параметрів

$$T_B = T_B - \frac{c_{a1}^2}{2 \frac{k}{k-1} R}; \quad [2.39]$$

$$p_B = p_B \left( \frac{T_B}{T_B} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad [2.40]$$

$$\rho_B = \frac{p_B}{RT_B}. \quad [2.41]$$

Зовнішній діаметр КНТ на вході визначається за співвідношенням:

$$D_{\text{в.к}} = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi(1-\bar{d}_{\text{вт.в}}^2)}}; \quad [2.42]$$

Відносний діаметр втулки визначається витратою повітря:

$$\bar{d}_{\text{вт.в}} = \frac{D_{\text{вт.в}}}{D_{\text{в.к}}} = 0,35 \div 0,50.$$

Більші значення  $\bar{d}_{\text{вт.в}}$  вибираються для двигунів малої потужності.

Висота лопатки в цьому перерізі

$$h_B = \frac{D_{\text{в.к}}(1-\bar{d}_{\text{вт.в}})}{2}. \quad [2.43]$$

Визначення параметрів потоку на виході з КНТ здійснюється за відомими



з термодинамічного розрахунку значеннями параметрів загальмованого потоку ( $T_{\text{кнт}}^*$ ,  $p_{\text{кнт}}^*$ ). Швидкість  $c_{a2}$ , приймається у межах 130...140 м/с.

Визначаються статичні параметри повітря ( $p_{\text{кнт}}$ ,  $T_{\text{кнт}}$  і  $\rho_{\text{кнт}}$ ) і відповідна площа перерізу кнт-кнт:

$$T_{\text{кнт}} = T_{\text{кнт}} - \frac{c_{a2}^2}{2 \frac{k}{k-1} R}; \quad [2.44]$$

$$p_{\text{кнт}} = p_{\text{кнт}} \left( \frac{T_{\text{кнт}}}{T_{\text{кнт}}} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad [2.45]$$

$$\rho_{\text{кнт}} = \frac{p_{\text{кнт}}}{RT_{\text{кнт}}}; \quad [2.46]$$

$$F_{\text{кнт}} = \frac{G_{\text{в}}}{\rho_{\text{кнт}} c_{a2}}. \quad [2.47]$$

Визначення діаметрів на виході з КНТ здійснюється за знайденими площами і прийнятою схемою проточної частини компресора, або аналогічно формулі [2.42], із значенням  $\bar{d}_{\text{вт}}$ , прийнятим за прототипом.

#### *Кількість ступенів КНТ*

Кількість ступенів КНТ залежить від його ефективної роботи  $L_{\text{кнт}}$ , що визначена в термодинамічному розрахунку.

Ефективна робота першого ступеня  $L_{\text{ст1}}$  КНТ визначається за параметрами потоку в робочому колесі

$$L_{\text{ст1}} = \Delta W u_{\text{вт}} u_{\text{вт1}} = \Delta W u_{\text{вт}} (u_{\text{к1}} d_{\text{вт.1}}), \quad [2.48]$$

де  $u_{\text{к.1}} = 300-370$  м/с для дозвукових ступенів.

Закрутка потоку повітря в робочому колесі першого ступеня КНТ:

$$\Delta W u_{\text{вт}} = \frac{1,55}{1 + 1,5 \left( \frac{t}{b} \right)_{\text{вт}}} c_{a1}, \quad [2.49]$$

де  $(b/t)_{\text{вт}} = 1,3 \dots 1,5$  – для дозвукових ступенів.

Кількість ступенів КНТ визначається за залежністю

$$Z_{\text{кнт}} = 1 + \frac{L_{\text{кнт}} - L_{\text{ст1}}}{L_{\text{сер.ст}}}, \quad [2.50]$$

де  $L_{\text{сер.ст}} = 0,85 \dots 0,9 L_{\text{ст1}}$ .

Значення  $Z_{\text{кнт}}$  округлюється до цілого числа з урахуванням наведених вище рекомендацій.

Після визначення кількості ступенів КНТ знаходиться частота обертання ротора низького тиску і сумарна потужність, яка потрібна для обертання КНТ

$$n_{\text{кнт}} = \frac{60u_{\text{в.к}}}{\pi D_{\text{в.к}}}, \quad N_{\text{кнт}} = G_{\text{в}} L_{\text{кнт}}. \quad [2.51, 2.52]$$

## 2. Компресор високого тиску

Визначення розмірів та параметрів КВТ здійснюється за статичними параметрами потоку, заданою швидкістю потоку у характерних перерізах, відомою витратою повітря і заданою коловою швидкістю. При цьому необхідно врахувати деякі особливості розрахунку:

1. З метою зменшення діаметрів КВТ діаметри їхніх втулок іноді приймаються меншими, ніж діаметр втулки на виході з попереднього компресора (каскаду), для чого між каскадами встановлюється проміжний елемент зі зменшуваними внутрішнім (втулковим) і зовнішнім (кінцевим) діаметрами.

При цьому прийнятий діаметр втулки повинен забезпечувати розташування підшипників і елементів системи змащування.

2. Осьові швидкості вздовж компресора і його каскадів зменшуються на 8...10 м/с на кожному ступені.

3. При газодинамічному розрахунку КВТ необхідно звернути увагу на висоту лопаток на виході з нього. При малій висоті лопаток ( $h_k < 15...20$  мм) виникають великі втрати в радіальному зазорі. В цьому випадку необхідно зменшити діаметри КВТ на виході та змінити схему проточної частини. У нашому випадку щоб підвищити ККД, останні осьові ступені замінюються на відцентрову.

Площа вхідного перерізу в КВТ дорівнює площі на виході з КНТ  $F_{\text{пр}} = F_{\text{кнт}}$ , але параметри потоку на вході до КВТ залежать від втрат у перехідному каналі між КНТ та КВТ:

$$P_{\text{пр}} = P_{\text{кнт}} \sigma_{\text{пр}} \left( \frac{T_{\text{кнт}}}{T_{\text{пр}}} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad [2.53]$$

де  $\sigma_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{пр}}}{P_{\text{кнт}}} = 0,99$  враховує втрати у перехідному каналі між КНТ та КВТ.

$$\dot{O}_{\text{пр}} = \dot{O}_{\text{кнт}}, \quad [2.54]$$

$$\rho_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{пр}}}{RT_{\text{пр}}}. \quad [2.55]$$

Залежно від параметрів прототипів, за якими визначають форму проточної

частини КВТ, та витрати повітря задається значення відносного діаметра втулки в перерізі пр-пр  $\bar{d}_{впр} = 0,7 \dots 0,75$  та за визначеною площею  $F_{пр} = F_{кнт}$  розраховуються геометричні параметри вхідного перерізу в КВТ

$$D_{првт} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{пр}}{\pi(1 - \bar{d}_{впр}^2)}}; \quad [2.56]$$

$$D_{прк} = \frac{D_{првт}}{\bar{d}_{впр}}. \quad [2.57]$$

Висота лопаток першого ступеня КВТ

$$h_{пр} = \frac{D_{пр.к} - D_{пр.вт}}{2}. \quad [2.58]$$

Визначення параметрів потоку на виході з КВТ здійснюється за відомими з термодинамічного розрахунку значеннями параметрів загальмованого потоку  $(T_{к}^*, p_{к}^*)$  і заданій швидкості  $c_{a3}$ , значення якої приймається у діапазоні 100...130 м/с).

Визначаються статичні параметри повітря на виході з компресора  $(p_{к}, T_{к}$  і  $\rho_{к})$  і відповідна площа перерізу к-к:

$$T_{к} = T_{к}^* - \frac{c_{a3}^2}{2 \frac{k}{k-1} R}; \quad [2.59]$$

$$p_{к} = p_{к}^* \left( \frac{T_{к}}{T_{к}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad [2.60]$$

$$\rho_{к} = \frac{p_{к}}{R T_{к}}; \quad [2.61]$$

$$F_{к} = \frac{G_{в}}{\rho_{к} c_{a3}}. \quad [2.62]$$

Для КВТ форма проточної частини визначається залежно від висоти лопаток останнього ступеня. На першому етапі розрахунку вибирається форма проточної частини  $D_{вт} = \text{const}$ ,  $D_{сп} = \text{const}$ , або  $D_{к} = \text{const}$  та залежно від цього розраховуються геометричні параметри компресора. Наприклад, для нашого випадку  $D_{пр вт} = D_{к вт}$  (для осьових ступенів) кінцевий діаметр та висота лопаток останнього ступеня компресора високого тиску у перерізі к-к визначається за наступними формулами:

$$D_{кк} = \sqrt{D_{квт}^2 + \frac{4F_{к}}{\pi}}; \quad [2.63]$$

$$h_{к} = \frac{D_{к.к} - D_{к.вт}}{2}. \quad [2.64]$$

Якщо висота лопаток останнього ступеня  $h_k < 15 \dots 20$  мм, то призначається інше значення  $D_{кк}$ , яке менше попереднього, та розраховуються уточнені значення  $D_{квт}$  та  $h_k$ .

Кількість ступенів КВТ визначається за відомою з термодинамічного розрахунку величиною ефективної роботи КВТ та залежить від ефективної роботи його ступенів.

Ефективна робота першого ступеня КВТ визначається коловою швидкістю біля втулки  $u_{пр.вт}$  та закруткою потоку  $\square W u_{вт}$  в робочому колесі

$$L_{\text{еф.1ст.квт}} = \Delta W u_{вт} u_{пр.вт} \cdot$$

Закрутка потоку в робочому колесі біля втулки  $\square W u_{вт}$  визначається за формулою

$$\Delta W u_{вт} = c'_{a2} \frac{1,55}{1 + 1,5(t/b)_{вт}}, \text{ де } (\beta/t)_{вт} = 1, 3 \dots 1, 5. \quad [2.65]$$

Швидкість потоку на вході в КВТ  $c_{a2}'$ , має значення у діапазоні 130...140 м/с (залежно від швидкості за КНТ та форми перехідного каналу між КНТ та КВТ). Колова швидкість на кінцевому діаметрі для першого ступеня КВТ задається в діапазоні  $u_{пр.к} = 450 \dots 500$  м/с, звідси колова швидкість біля втулки  $u_{пр.вт} = u_{пр.к} \bar{d}_{вт пр.}$

Ефективна робота останнього ступеня КВТ визначається закруткою потоку в робочому колесі та коловою швидкістю біля втулки, яка залежить від форми проточної частини КВТ. Для випадку  $D_{.вт} = \text{const}$  отримуємо  $u_{пр.вт} = u_{к.вт}$

$$L_{\text{еф.Зст.квт}} = \Delta W u_{вт} u_{к.вт} \cdot \quad [2.66]$$

Закрутка потоку в робочому колесі біля втулки останнього ступеня КВТ  $\square W u_{вт}$  визначається за формулою

$$\Delta W u_{вт} = c_{a3} \frac{1,55}{1 + 1,5(t/b)_{вт}} \cdot \quad [2.67]$$

Осереднене значення роботи ступенів у компресорі високого тиску визначається за роботою першого та останнього ступенів КВТ  $L_{\text{еф.сп.ст.квт}} = 0,5(L_{\text{еф.Зст.квт}} + L_{\text{еф.1ст.квт}})$  та застосовується для розрахунку кількості ступенів КВТ

$$Z_{\text{квт}} = \frac{L_{\text{квт}}}{L_{\text{еф.сп.ст.квт}}} \cdot \quad [2.68]$$

Після визначення кількості ступенів КВТ розраховується частота обертання та потужність, яка потрібна для обертання ротора КВТ

$$n_{\text{КВТ}} = \frac{60n_{\text{к.вт.}}}{\pi D_{\text{к.вт.}}}; \quad [2.69]$$

$$N_{\text{КВТ}} = L_{\text{КВТ}} G_{\text{пов.}}. \quad [2.70]$$

### 3. Визначення об'єму та основних розмірів камери згоряння

Загальний об'єм камери згоряння визначається за величиною теплонапруженості  $q_{\text{кз}}$  за співвідношенням

$$V_{\text{кз}} = \frac{G_{\text{п.год}} \eta_{\text{г}} H_{\text{н}}}{q_{\text{кз}} \rho_{\text{к}}}, \quad [2.71]$$

де  $q_{\text{кз}}$  або приймається таким же, як і у прототипа двигуна, або вибирається в межах  $(3 \dots 6) \cdot 10^6$  кДж/(год $\cdot$ м $^3$  $\cdot$ кПа),

$$G_{\text{п.год}} = 3600 \cdot G_{\text{пов.}} (1 - g_{\text{охолз}} - g_{\text{відб}}) g_{\text{пал.}}. \quad [2.72]$$

Максимальний поперечний переріз проточної частини камери визначається за величинами  $\varpi_{\text{к}} = p_{\text{к}} / RT_{\text{к}}$  та умовної середньомасової швидкості  $c_{\text{сер}} = 30 \dots 40$  м/с за співвідношенням [2.73]:

$$F_{\text{max}} = \frac{G_{\text{пов.}}}{c_{\text{сер}} \rho_{\text{к}}}. \quad [2.73]$$

Довжина камери згоряння вибирається за співвідношенням  $l/d$  для двигуна-прототипу. При виконанні заходів щодо зменшення довжини камери згоряння (попереднє випаровування палива, форсунки з аерацією, збільшення кількості форсунок, розташування камери згоряння під кутом до повздовжньої осі тощо) можна приймати  $l/d = 3,0 \dots 3,5$ .

### 4. Газодинамічний розрахунок турбіни високого тиску

#### *Сопловий апарат першого ступеня турбіни*

Розміри соплового апарата на вході в нього визначають з умови постійності висоти лопаток від входу до виходу. Висота лопаток знаходиться для мінімального перерізу СА.

Визначення розмірів СА в мінімальному перерізі здійснюється в припущенні, що перепад тисків у ньому критичний. В цьому випадку величина

відносної густини току  $q(\pi_{CA})$  практично дорівнює одиниці ( $q(\pi_{CA}) \approx 0,98$ ) при ступенях зниження тиску  $\pi_{CA} \approx 0,85\pi_{кр}$  (при  $k = 1,33$ ,  $\pi_{CA} \approx 1,6$ ). Це дозволяє приймати у всіх випадках на розрахунковому режимі перепад тисків критичним, що справедливо для більшості турбін на розрахунковому режимі їх роботи. При цьому припущенні ( $q(\pi_{CA})=1$ ) площа на виході з першого СА визначається за формулою:

$$F_{CA,ТВТ} = \frac{G_{CA,ТВТ} \sqrt{T_{Г}}}{m_{Г} \sigma_{CA,ТВТ} p_{Г} \sin \alpha_1}, \quad [2.74]$$

де  $G_{CA,ТВТ} = G_{пов}(1 - g_{відб} - g_{охол}) (1 + g_{пал})$  – витрата газу через перший СА (через мінімальний його переріз);

$\pi_{CA,ТВТ} = p_{CA}^* / p_{Г}^* = 0,98 \dots 0,99$  – коефіцієнт збереження повного тиску в СА;

$m_{Г}$  – коефіцієнт, який залежить від складу газу (при  $R=288$  Дж/кг·К і  $k=1,33$   $m_{Г}=0,0396$ );

$\alpha_1$  – кут виходу потоку з першого СА ТВТ, що задається в діапазоні  $15 \dots 30^\circ$ .

Форма проточної частини робочого колеса турбіни високого тиску вибирається, як правило, з постійним діаметром втулки. Для визначення висоти лопаток першого СА попередньо вибирається діаметр втулки турбіни на виході із СА (на вході в РК) залежно від кінцевого діаметра компресора  $D_{ТВТ,ВТ} = (0,95 \dots 1,15) D_{к.к.}$

Кінцевий діаметр лопаток соплового апарата ТВТ визначається за формулою:

$$D_{Г.к} = \sqrt{D_{ТВТ,ВТ}^2 + \frac{4F_{CA,ТВТ}}{3,14}}. \quad [2.75]$$

Висота лопаток соплового апарата у вхідному перерізі

$$h_{Г} = 0,5(D_{Г.к} - D_{ТВТ,ВТ}). \quad [2.76]$$

Розміри ТВТ на виході звичайно визначаються графічно за схемою проточної частини турбіни, відповідно до прийнятої її конфігурації (закону зміни зовнішнього діаметра) і висот лопаток соплових апаратів ТВТ, ТНТ і ТГВ.

Кількість ступенів ТВТ тиску визначається сумарним коефіцієнтом навантаження  $\bar{L}_{ТВТ}$  і коефіцієнтами навантаження її ступенів  $\bar{L}_{ст} = 1,5 - 1,8$ . Величина

сумарного коефіцієнта навантаження турбіни:

$$\bar{L}_{\text{ТВТ}} = \frac{L_{\text{ТВТ}}}{u_{\text{ТВТ.ср}}^2} = \frac{G_{\text{В}} L_{\text{КВТ}}}{G_{\text{САТВТ}} \eta_{\text{ТКВТ}} u_{\text{ТВТ.ср}}^2}, \quad [2.77]$$

де  $u_{\text{ТВТ.ср}} = 0,5(u_{\text{ТВТ.К}} + u_{\text{ТВТ.ВТ}})$ ,  $u_{\text{ТВТ.К}} = u_{\text{ТВТ.ВТ}} (D_{\text{ТВТ.К}}/D_{\text{ТВТ.ВТ}})$ .

Кількість ступенів ТВТ (кількість округляється до цілого):

$$z_{\text{ТВТ}} = \bar{L}_{\text{ТВТ}}/\bar{L}_{\text{СТ}}. \quad [2.78]$$

## 5. Газодинамічний розрахунок турбіни низького тиску

Розміри елементів турбіни низького тиску і кількість ступенів визначаються так же, як і турбіни високого тиску. Відзначимо тільки особливості газодинамічного розрахунку ТНТ.

Перед виконанням газодинамічного розрахунку ТНТ вибирається схема проточної частини всієї турбіни (закон зміни одного з діаметрів –  $D_{\text{К}}$ ,  $D_{\text{ср}}$ ,  $D_{\text{ВТ}}$ ). Основою для вибору схеми турбіни є визначення схеми компонування турбіни в системі аналогічного двигуна (прототипу).

Для проточної частини турбіни низького тиску з постійним діаметром втулки висота лопаток соплового апарата першого ступеня (СА ТНТ) (висота лопаток на вході в РК) визначається за значенням площі прохідного перерізу

$$F_{\text{САТНТ}} = \frac{G_{\text{САТНТ}} \sqrt{T_{\text{ТВТ}}}}{m_{\text{Г}} \sigma_{\text{САТНТ}} p_{\text{ТВТ}} \sin \alpha_1}, \quad [2.79]$$

де витрата газу через перший СА турбіни низького тиску:

$$G_{\text{САТНТ}} = G_{\text{пов}} (1 - g_{\text{відб}} - g_{\text{охол.ТНТ}}) (1 + g_{\text{пал}});$$

[2.80]

$\eta_{\text{САТНТ}} = p_{\text{СА}}^*/p_{\text{Г}}^* = 0,98 \dots 0,99$  – коефіцієнт збереження повного тиску в СА;

$\alpha_1$  – кут виходу потоку з першого СА ТНТ (задається в межах  $18 \dots 35^\circ$ ).

Кінцевий діаметр лопаток соплового апарата ТНТ визначається за формулою

$$D_{\text{ТНТ.К}} = \sqrt{D_{\text{ТНТ.ВТ}}^2 + \frac{4F_{\text{САТНТ}}}{\pi}}. \quad [2.81]$$

Висота лопаток соплового апарата ТНТ у вхідному перерізі

$$h_{\text{ТВТ}} = 0,5(D_{\text{ТВТ.К}} - D_{\text{ТВТ.ВТ}}). \quad [2.82]$$

При  $D_{\text{ТНТ.ВТ}} = (0,95 \dots 1,05) D_{\text{К.К}} = \text{const}$

$$\begin{aligned}
u_{\text{ТНТ.ВТ}} &= u_{\text{К.К}}, \\
u_{\text{ТНТ.К}} &= u_{\text{ТНТ.ВТ}} (D_{\text{ТНТ.К}} / D_{\text{ТНТ.ВТ}}), \\
u_{\text{ТНТ.СР}} &= 0,5(u_{\text{ТНТ.К}} + u_{\text{ТНТ.ВТ}}).
\end{aligned}
\tag{2.83}$$

Кількість ступенів турбіни низького тиску визначається за формулою

$$z_{\text{ТНТ}} = \bar{L}_{\text{ТНТ}} / \bar{L}_{\text{СТ}}, \tag{2.84}$$

де  $\bar{L}_{\text{ТНТ}}$  – сумарний коефіцієнт навантаження ТНТ,

$\bar{L}_{\text{СТ}}$  – коефіцієнт навантаження її ступенів.

Величина сумарного коефіцієнта навантаження турбіни низького тиску:

$$\bar{L}_{\text{ТНТ}} = \frac{L_{\text{ТНТ}}}{u_{\text{ТНТ.СР}}^2} = \frac{G_{\text{ПОВ}} L_{\text{КНТ}}}{G_{\text{САТНТ}} \eta_{\text{ТКНТ}} u_{\text{ТНТ.СР}}^2}. \tag{2.85}$$

Коефіцієнти навантаження ступенів ТНТ можна приймати однаковими і рівними  $\bar{L}_{\text{СТ}} = 1,6 \dots 1,75$ .

Проточна частина турбіни низького тиску повинна бути плавною, а кут розширення її не повинен перевищувати 25°. При проточній частині з великим розширенням схема її обведень коригується таким чином, щоб відносна висота лопатки робочого колеса останнього ступеня  $h_{\text{РК}} / D_{\text{СР}}$ , не перевищувала 0,35.

## 6. Газодинамічний розрахунок вільної турбіни (турбіни гвинтовентилятора)

Параметри на виході з турбіни низького тиску (ТНТ) є параметрами на вході до вільної турбіни.

На виході з вільної турбіни швидкість газового потоку відповідає числу  $M = 0,2 \dots 0,3$ , що, в свою чергу, відповідає умові повного розширення газу (тобто умові  $p_{\text{T}} = p_{\text{Н}}$ ).

Параметри газового потоку за турбіною гвинтовентилятора визначаються за співвідношеннями:

$$T_{\text{T}} = \frac{T_{\text{Р}}}{\left(1 + \frac{k_{\text{Г}} - 1}{2} M^2\right)}; \quad p_{\text{T}} = p_{\text{Р}} \left(\frac{T_{\text{T}}}{T_{\text{Р}}}\right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad \rho_{\text{T}} = \frac{p_{\text{T}}}{R_{\text{Г}} T_{\text{T}}}. \tag{2.86, 2.87, 2.88}$$

Швидкість потоку на виході з вільної турбіни визначається за формулою:

$$c_{\text{T}} = M \sqrt{k_{\text{Г}} R_{\text{Г}} T_{\text{T}}}. \tag{2.89}$$



Площа вихідного перерізу турбіни гвинтовентилятора

$$F_T = \frac{G_{\text{пов}}(1+g_{\text{нал}})(1-g_{\text{відб}})}{c_T \rho_T}. \quad [2.90]$$

При  $D_{\text{Т.ВТ}}=(0,95\dots 1,05)D_{\text{К.К}}=\text{const}$

$$D_{\text{Т.К}} = \sqrt{D_{\text{Т.ВТ}}^2 + \frac{4F_T}{\pi}}. \quad [2.91]$$

Висота лопаток робочого колеса останнього ступеня турбіни гвинтовентилятора:

$$h_T=0,5(D_{\text{Т.К}}-D_{\text{Т.ВТ}}). \quad [2.92]$$

Коефіцієнт навантаження ступенів вільної турбіни розраховується за величиною середньої колової швидкості  $u_{\text{ТТВ.сер}}$ , яка вибирається в діапазоні  $u_{\text{ТТВ.сер}}=250-300$  м/с

$$\bar{L}_{\text{ТТВ}} = \frac{L_{\text{ТТВ}}}{u_{\text{ТТВ.сер}}^2} = \frac{L_e}{u_{\text{ТТВ.сер}}^2}. \quad [2.93]$$

Коефіцієнт навантаження ступенів вільної турбіни, окрім останнього, дорівнює  $\bar{L}_{\text{СТ}} = 1,6\dots 1,85$ , а для останнього ступеня, який має осьовий вихід,  $\bar{L}_{\text{СТ}} = 1,4\dots 1,6$ .

За значеннями коефіцієнта загального навантаження турбіни гвинтовентилятора  $\bar{L}_{\text{ТТВ}}$  та коефіцієнта для ступеня  $\bar{L}_{\text{СТ}} = 1,4\dots 1,6$  визначається кількість ступенів турбіни (округлене до цілого):

$$z_{\text{ТТВ}} = \bar{L}_{\text{ТТВ}}/\bar{L}_{\text{СТ}}. \quad [2.94]$$

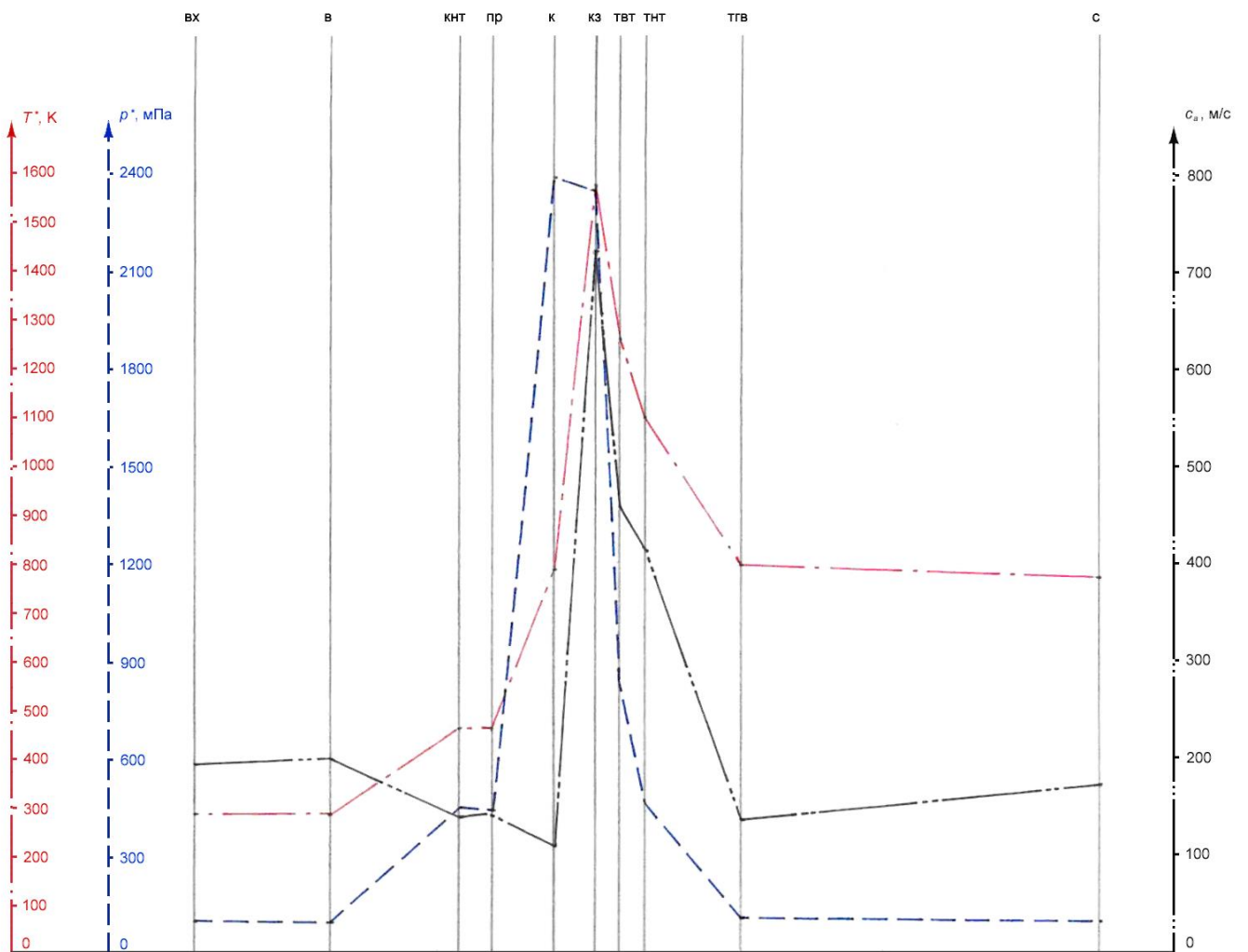
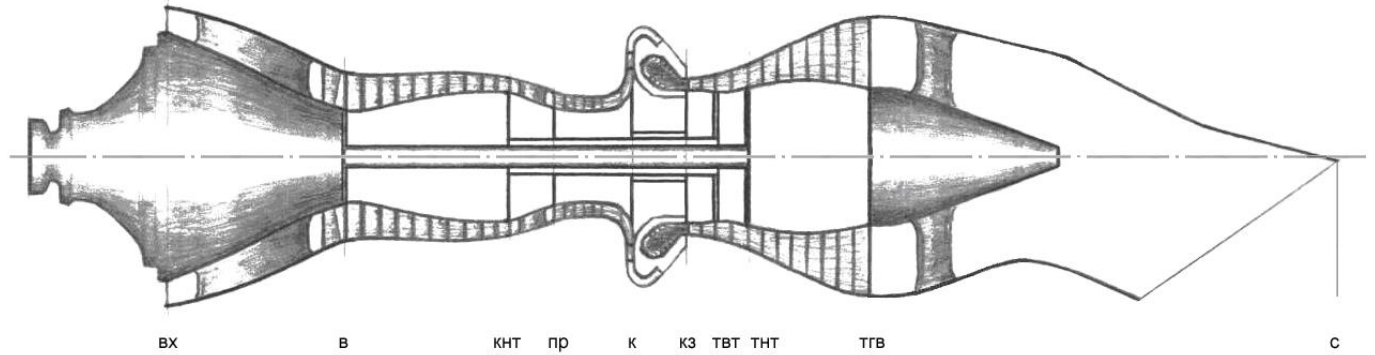
## 7. Вихідний пристрій

Для визначення параметрів вихідного пристрою застосовуються результати термодинамічного розрахунку параметрів потоку. За параметрами газового потоку у вихідному перерізі розраховується площа та діаметр на виході з сопла

$$F_c = \frac{G_{\text{пов}}(1+g_{\text{нал}})}{\rho_c c_c}; \quad D_c = \sqrt{\frac{4F_c}{\pi}}. \quad [2.95, 2.96]$$

Геометричні параметри сопла визначаються компоувальною схемою двигуна та його розташуванням у мотогондолі літального апарата.

## Результати розрахунку двигуна



## 2.4. Висотно-швидкісні характеристики двигуна

При розрахунку та побудуванні графіків використовувалась програма, розроблена АНТК «Антонов» на базі математичних моделей ЗМКБ «Прогрес».

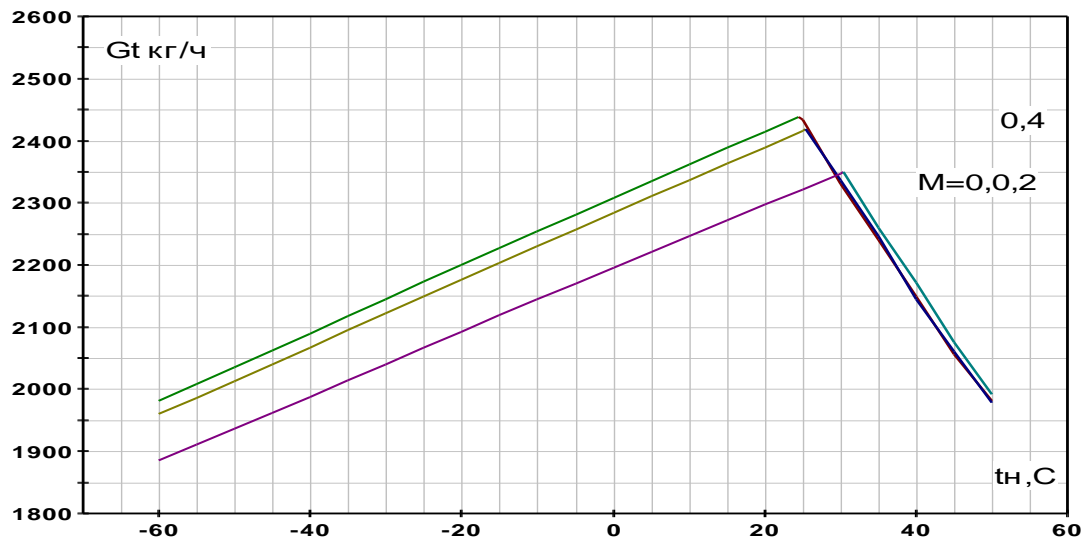
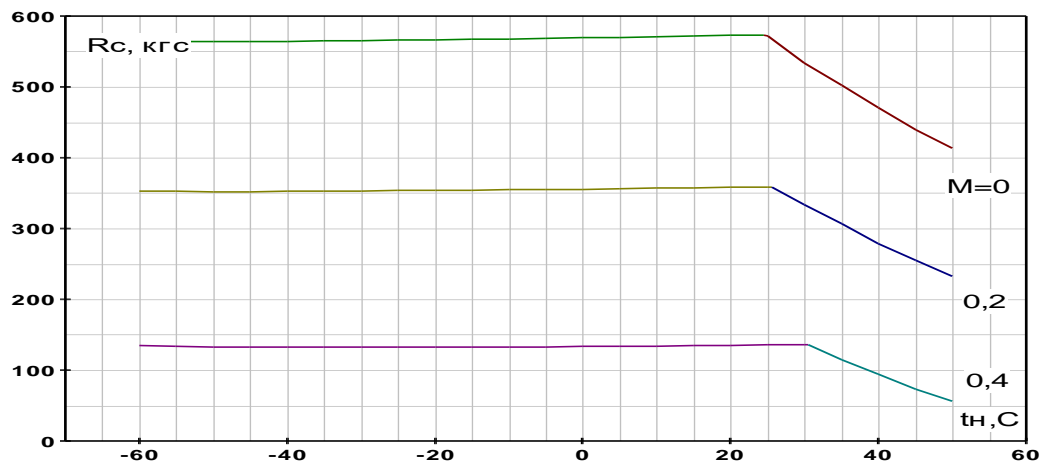
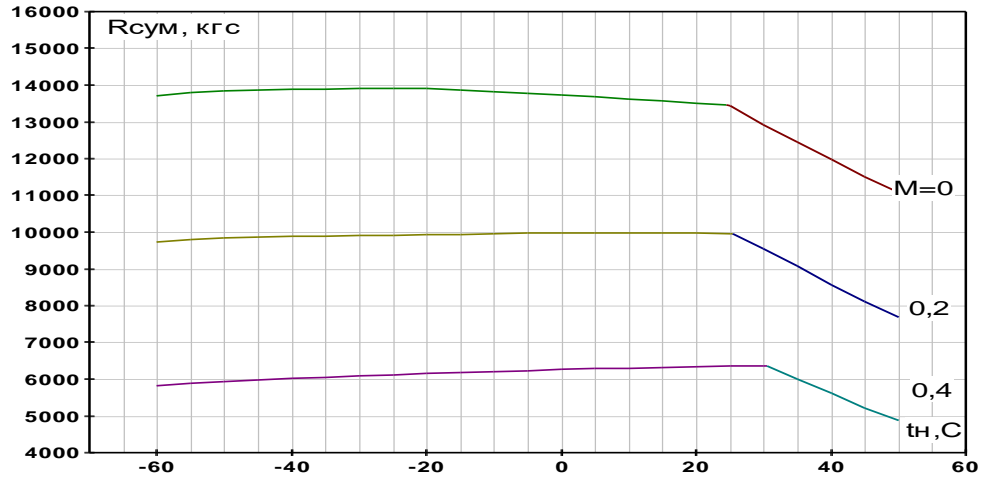
Представлено наявні тягово-витратні характеристики двигуна у компоновці літака Ан-70.

При розрахунку реальних характеристик враховані втрати пов'язані з встановленням двигуна на літак який включає в себе:

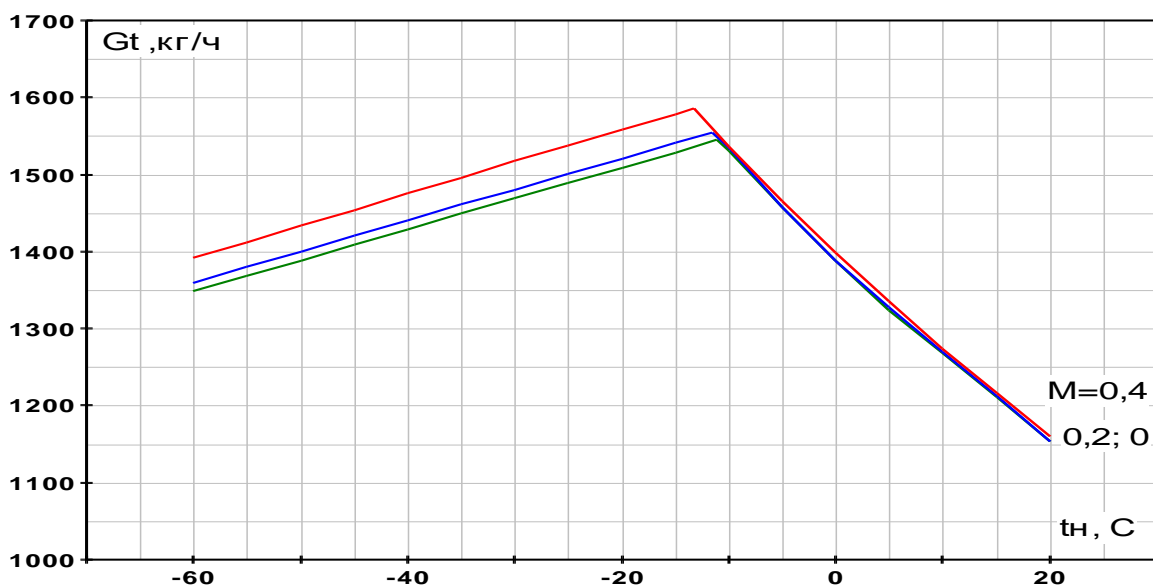
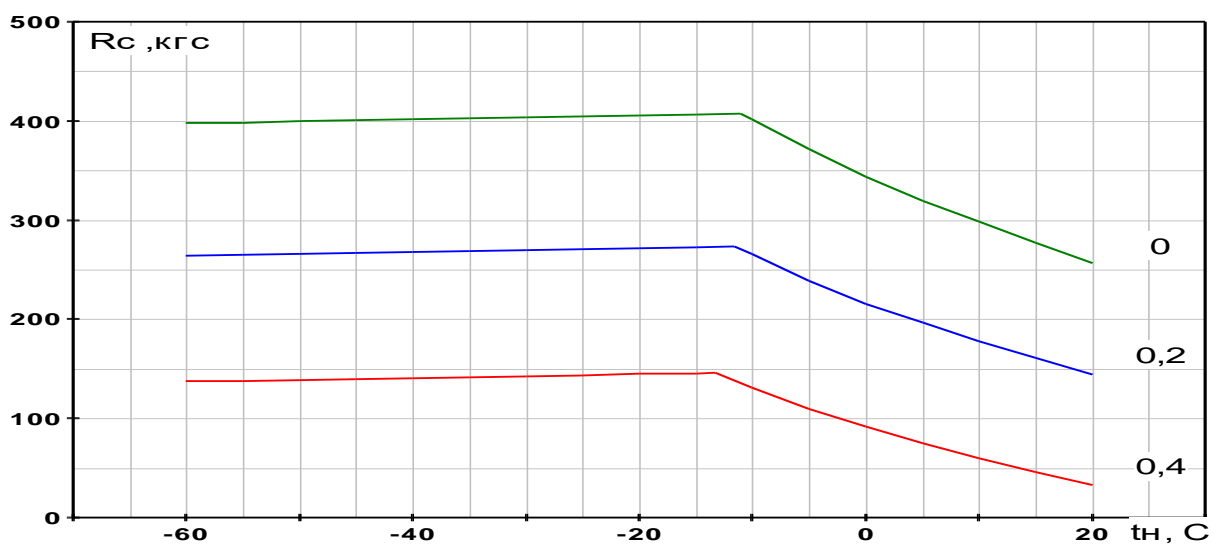
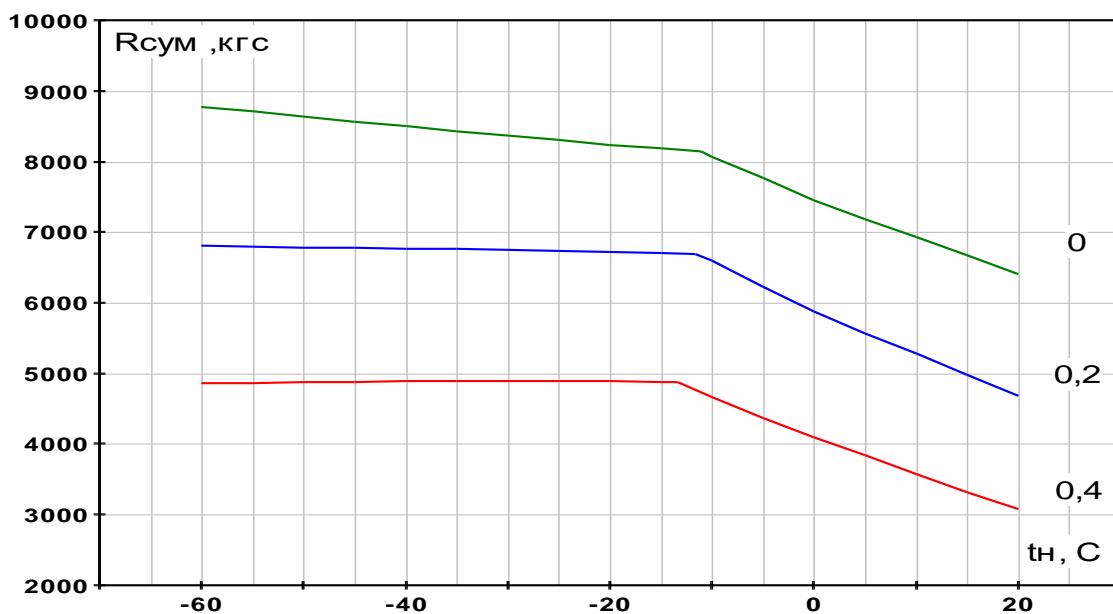
4. втрати на втулці гвинтовентилятора та у вхідному пристрої двигуна;
5. втрати пов'язані з відбиранням повітря на СКП та обігрівання відсіку ДСУ;
6. втрати пов'язані з відбиранням механічної потужності від двигуна на приведення агрегатів та пристроїв силової установки.

Результати виведені в графічній формі для висот  $H=0, 4000, 6000,$  та  $12000$  м.

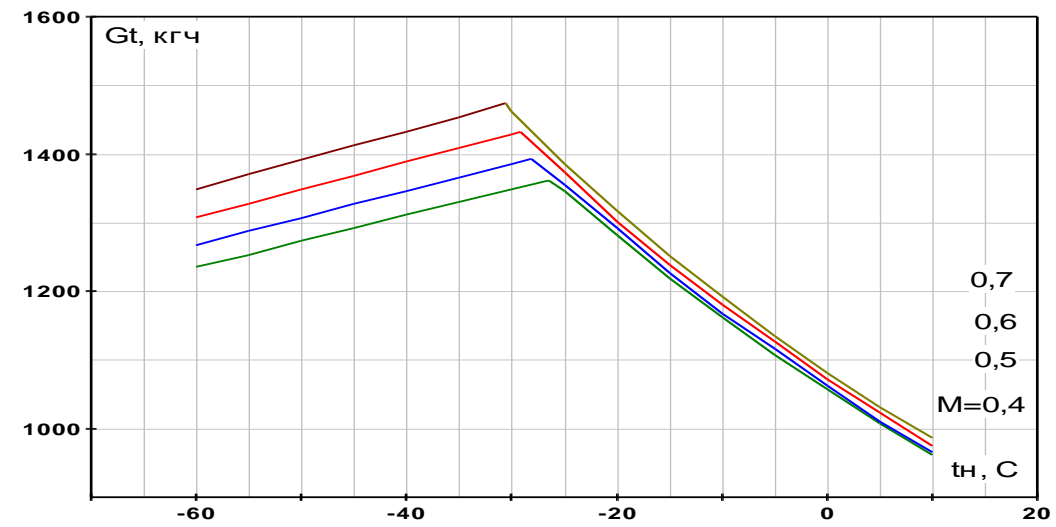
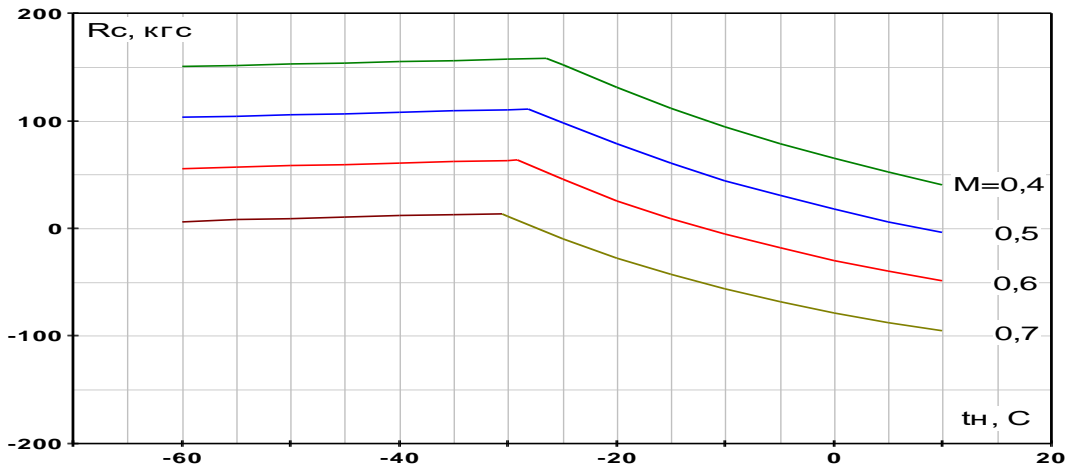
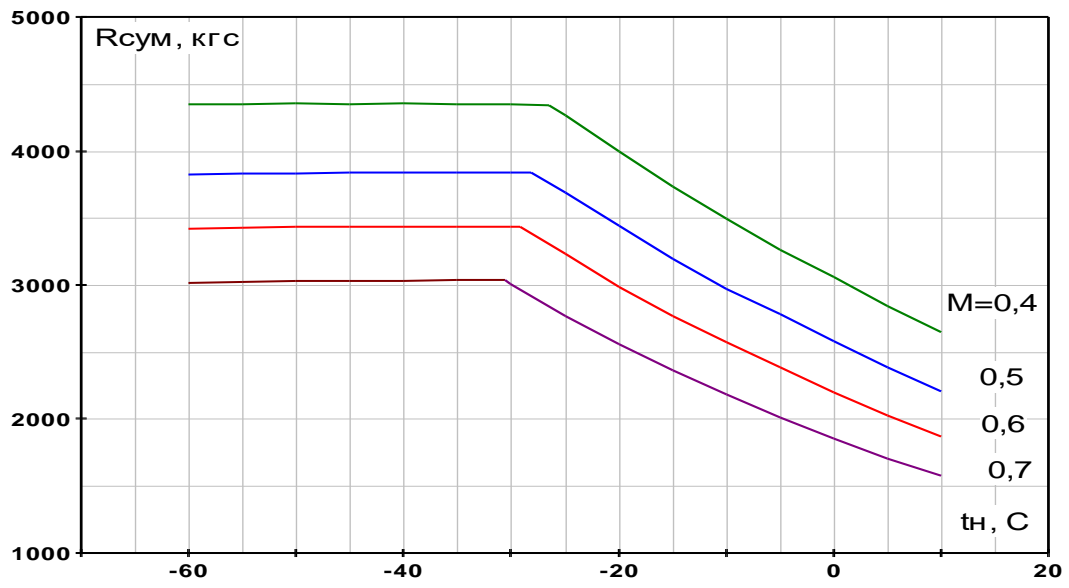
$H=0$ , Зліт



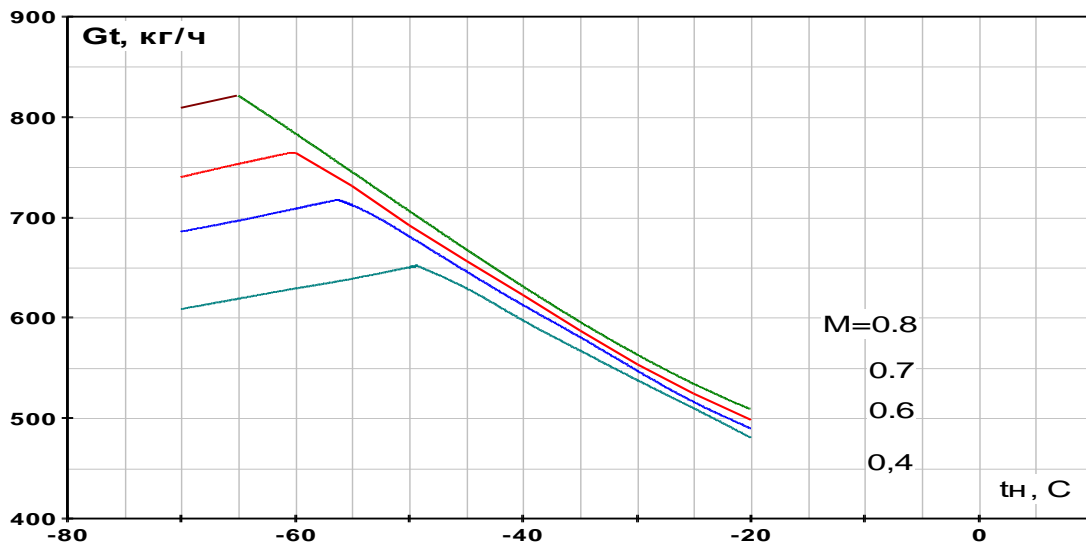
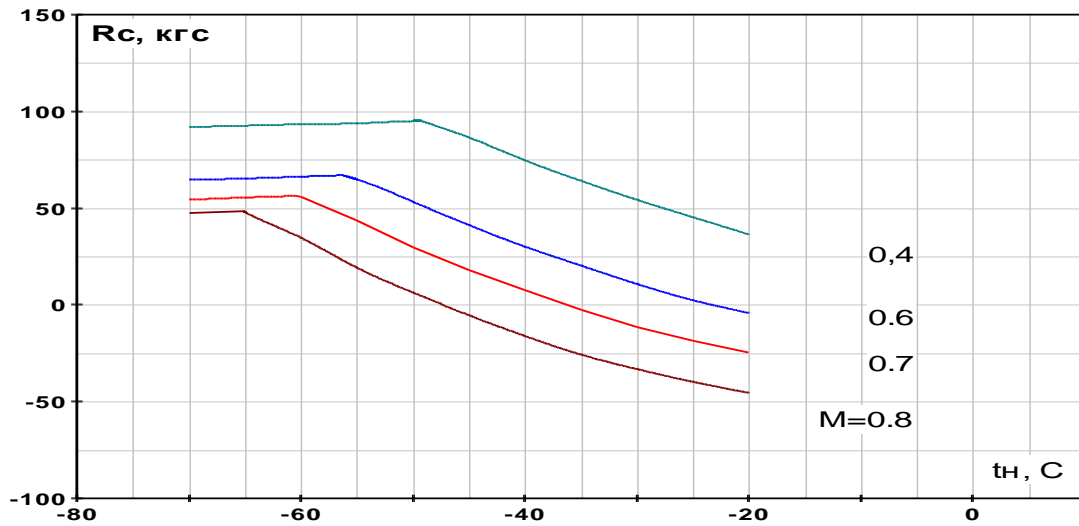
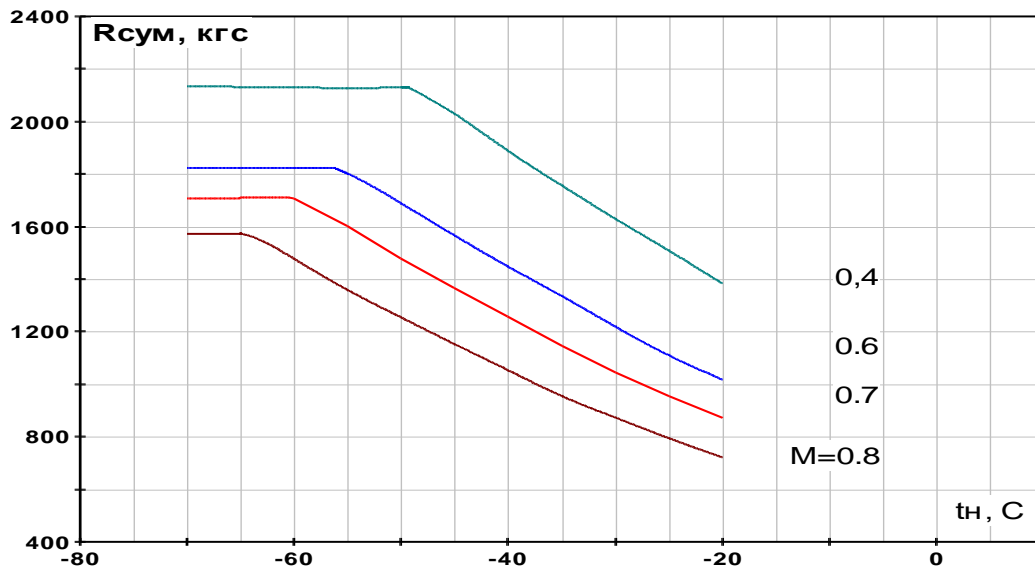
$H=4000$  м, Максимальний крейсерський



$H=6000$  м, Максимальна крейсерский



$H=12000$  м, Максимальный крейсерский



## 2.5. Короткий опис конструкції двигуна

1. Редуктор двигуна – планетарний, диференціальний, призначений для приводу від вільної турбіни (турбіни гвинтовентилятора) двох співвісних гвинтовентиляторів зі зменшеною частотою обертання.

Кінематична схема редуктора забезпечує незалежне обертання переднього та заднього гвинтовентиляторів. На передній гвинтовентилятор передається 56% потужності вільної турбіни, на задній – 44%.

Редуктор складається з корпусу сателітів, п'яти сателітів, вінця (колеса внутрішнього зачеплення), вала гвинта, гідравлічного вимірювача тяги, корпусу редуктора та діафрагми. У зачепленні із сателітами знаходиться ведуча шестерня, котра встановлена на валопровід. Через редуктор відбувається підведення масла на керування гвинтовентилятором.

2. Передній корпус двигуна є основним силовим вузлом двигуна, на якому розташовані передні вузли кріплення двигуна до літака.

У передньому корпусі формується вхідний канал проточної частини двигуна, розміщуються центральні приводи до агрегатів, опора валопроводу, канали підведення масла до редуктора.

На передній корпус встановлюються редуктор, компресор низького тиску, передня коробка приводів агрегатів, ряд приводних і неприводних агрегатів та комунікації.

3. Компресор двигуна – двокаскадний, складається з осьового п'ятиступеневого компресора низького тиску та осевідцентрового триступеневого компресора високого тиску.

Компресор низького тиску включає вхідний направляючий апарат, що регулюється та обігрівається, ротор, статор, передню та задню опори ротора. У статорі компресора низького тиску направляючі апарати першого та другого ступенів регульовані (з поворотними лопатками), встановлюються у відповідне положення в залежності від режиму роботи двигуна. Поворот лопаток вхідного напрямного апарату та напрямних апаратів здійснюється від спеціального



регулятора з допомогою важільної системи повороту, встановленої на статорі компресора низького тиску.

У компресорі низького тиску є клапани перепускання повітря за четвертим ступенем для підвищення запасів газодинамічної стійкості двигуна.

Ротор компресора низького тиску – барабанно-дискової конструкції, лопатки та диски першого та другого ступенів виконані за одне ціле з диском. Лопатки третього, четвертого та п'ятого ступенів з'єднуються з дисками кільцевими замками з фіксаторами. Ротор компресора низького тиску встановлюється на двох підшипникових вузлах. Передній вузол кулькового підшипника має пружну опору та масляний демпфер. Задній підшипник – роликівий, на жорсткій опорі. Ущільнення опор ротора компресора низького тиску – радіально-торцеві.

Компресор високого тиску включає в себе два осьові ступені та відцентровий ступінь.

Статор компресора високого тиску складається з наступних основних вузлів:

- корпуса компресора високого тиску, в якому встановлюються регульовані (з поворотними лопатками) вхідний напрямний апарат, напрямний апарат першого ступеню, механізм повороту і напрямний апарат другого ступеню з фіксованим кутовим положенням лопаток;
- корпуса відцентрового колеса, у якому встановлюється кришка відцентрового колеса з компенсатором переміщення;
- дифузора і спрямляючого апарату.
- Ротор компресора високого тиску включає в себе:
- зварний барабан осьових ступенів. Лопатки встановлюються в кільцеві проточки (замки) барабана;
- переднє та заднє колесо відцентрового ступеня;
- лабіринтний диск із фланцем кріплення до диску турбіни високого тиску;

- передній вал із кульковим підшипником. Передня опора ротора компресора високого тиску пружна з масляним демпфером, ущільнення опори – радіально-торцеве.

4. Проміжний корпус слугує для формування перехідного каналу від компресора низького тиску і компресора високого тиску, розміщення опор компресора, центрального приводу та коробки приводів з агрегатами.

Зовнішня та внутрішня оболонки проміжного корпусу з'єднуються між собою вісьмома пустотілими стійками, через які проходять комунікації, ресора центрального приводу та пристрій для прокручування ротора низького тиску.

5. Камера згоряння складається з корпусу, жарової труби, паливного колектора із паливними форсунками та пускових запалювачів.

Жарова труба – кільцевого типу, зварна з окремих точених кілець з отворами для проходу вторинного повітря, має 24 двоконтурні, відцентрові робочі форсунки.

Жарова труба камери згоряння розташована під кутом до повздовжньої осі, що дозволило значно скоротити осьовий габарит двигуна. Корпус камери згоряння подовжений, і є також зовнішнім корпусом турбіни високого тиску.

6. Турбіна двигуна – осьова, охолоджувана, трикаскадна, складається з одноступеневої турбіни високого тиску, одноступеневої турбіни низького тиску та чотиріступеневої турбіни гвинтовентилятора, корпусу опор та заднього корпусу.

Турбіна високого тиску має охолоджені соплові та робочі лопатки. Статор турбіни високого тиску складається з секторів соплових лопаток, зовнішнього та внутрішнього корпусів. В статорі турбіни високого тиску передбачено підведення повітря для регулювання зазору над робочими лопатками. Ротор турбіни високого тиску складається з диску, безбандажних литих робочих лопаток з демпферами у замків, дефлектора для підведення охолодженого повітря, фіксаторів і заднього валу з елементами радіально-торцевого

ущільнення та роликопідшипником. Зовнішнє кільце роликопідшипника розташовується всередині валу турбіни низького тиску.

Турбіна низького тиску також має охолоджувані соплові та робочі лопатки. Статор турбіни низького тиску складається з литих секторів соплівих лопаток, внутрішнього і зовнішнього корпусів з ущільнюючими проставками над робочими лопатками, складеного валу турбіни низького тиску з елементами радіально-торцевого і лабіринтного ущільнень, роликопідшипника.

Корпус опор турбіни складається із зовнішнього та внутрішнього корпусів і секторів соплівих лопаток. У внутрішньому корпусі встановлюються зовнішні кільця роликопідшипників турбіни низького тиску і турбіни гвинтовентилятора з елементами системи змащування, радіально-торцевих та лабіринтних ущільнень порожнини опор турбіни. Зовнішній та внутрішній корпуси з'єднуються стійками, що проходять всередині соплівих лопаток.

Турбіна гвинтовентилятора включає в себе статор, ротор і кожух обдування. Статор складається із зовнішнього корпусу, секторів соплівих лопаток, зовнішніх кілець з ущільнюючими проставками і внутрішніх кілець. Ротор турбіни гвинтовентилятора складається з чотирьох робочих коліс, вала з роликопідшипником та елементами радіально-торцевого ущільнення. Лопатки ротора бандажовані. У роторі турбіни гвинтовентилятора встановлюються шестерні-індикатори для замірювання частоти обертання ротора і крутного моменту. Задній корпус утворює на своїй ділянці проточну частину двигуна, складається із зовнішньої та внутрішньої оболонок, з'єднаних пустотілими стійками. До внутрішньої оболонки кріпляться кільця лабіринтних ущільнень та стікач. У внутрішній порожнині встановлюються датчики частоти обертання ротора турбіни гвинтовентилятора і датчики крутного моменту на валу.

У стику корпусу опор і статора турбіни гвинтовентилятора встановлюється кільце підвішування, на якому розташовані задні вузли кріплення двигуна до літака.

7. Вихідний пристрій складається з насадки та зовнішнього кожуха, нахилених униз відносно повздовжньої осі. Зовнішній кожух має вікна для

забирання повітря. Зріз зовнішнього кожуха зміщено відносно зрізу насадки, завдяки чому за рахунок ежекції покращується продування підкапотного простору.

8. Система змащування та суфлювання – автономна, циркуляційна, під тиском, забезпечує постійну подачу масла до поверхонь тертя редуктора, підшипників, ущільнень і демпферів опор роторів, деталей приводів, до системи керування гвинтовентилятором, до системи змащування і охолодження генератора і у систему вимірювання тяги гвинтовентилятора.

Подача масла з маслобаку здійснюється нагнітаючим ступенем масло агрегату.

Охолодження масла виконується у паливо-масляному і повітряно-масляному теплообмінниках. Для відділу повітря від масла слугують повітровідділювач та відцентровий суфлер.

Очищення масла від сторонніх частинок здійснюється за допомогою відцентрового очищувача масла і фільтрів.

У магістралях відкачування масла є термостружкосигналізатори.

9. Система запуску. Для запуску двигуна застосовується повітряна автономна і автоматична система запуску з розкручуванням ротора високого тиску двигуна повітряним турбостартером.

Джерелом стисненого повітря для повітряного турбостартера служить допоміжна силова установка, яка є на борту літака.

Передбачено можливість запуску: від допоміжної силової установки (або від аеродромного джерела); від працюючого двигуна Д-27, а також запуск у польоті від авторотації і з підкруткою ротора високого тиску турбостартером.

10. Система протиобледеніння. На двигуні є система протиобледеніння, котра служить для захисту від обледеніння лопаток вхідних напрямних апаратів компресора низького тиску. Система протиобледеніння – повітряно-теплова, гаряче повітря відбирається за осьовими ступенями компресора високого тиску.

11. Паливна система призначена для забезпечення живлення двигуна паливом на усіх режимах його роботи і у всіх умовах польоту літака. Паливо, яке поступає до двигуна із літакової системи, підігрівається у паливо-масляному теплообміннику, встановленому на двигуні, і з допомогою паливних агрегатів (насоса-дозатора і паливного регулятора) із заданою витратою подається до робочих і пускових паливних форсунок. У трубопроводі підведення палива до насоса-дозатора є штуцер консервації паливної системи двигуна і кран зливу палива із паливної системи літака.

Насос-дозатор і паливний регулятор є складовою гідромеханічною частиною системи автоматичного керування двигуном.

12. Система автоматичного керування двигуновою установкою включає в себе:

- система автоматичного керування двигуном;
- система автоматичного керування гвинтовентилятором.

САК ДУ забезпечує на заданому режимі автоматичну подачу палива у двигун і підтримання потрібної сумарної тяги, приведеної до зовнішніх умов, у функції кута установки важеля задавання режиму роботи двигуна, керування механізацією компресора і гвинтовентилятора. Також САК керує двигуном і гвинтовентилятором при запуску, при прийомистості і дроселюванні та виконує ряд захисних і додаткових функцій.

САК ДУ складається з електронної та гідромеханічної частин.

Основними агрегатами електронної частини САК є електронні пристрої, що представляють собою електронний регулятор режимів роботи двигуна і електронний регулятор режимів роботи гвинтовентилятора.

Основними агрегатами гідромеханічної частини є паливні агрегати (насос-дозатор, паливний регулятор), агрегати керування механізацією компресора (регулятор положення регульованих напрямних апаратів КНТ і КВТ, агрегат керування клапанами перепускання повітря КНТ) і регулятор гвинтовентилятора.

До складу САК входять також відповідні датчики та виконуючі механізми.

Електронна частина у сукупності з гідромеханічною частиною САК утворюють основну систему керування. У випадку відмови електричної частини автоматичне керування ДУ забезпечується гідромеханічною частиною САК, яка у цьому випадку є резервною системою керування. Для передачі командного руху від електромеханічної літакової системи керування двигуном до паливних агрегатів і регулятора гвинтовентилятора на ДУ механічна важільна система керування двигуном.

13. Контроль та діагностування роботи та стану двигуна забезпечуються за допомогою датчиків і сигналізаторів, що розташовані на двигуні.

Інформація з датчиків і сигналізаторів передається у бортову автоматизовану систему контролю двигуна (БСКД) або на відповідні покажчики (індикатори) та світлові табло.

Згадані засоби контролю дозволяють визначити відповідність параметрів двигуна технічним умовам, виявляти несправності їхнього місця розташування, прогнозувати стан двигуна.

У корпусних вузлах двигуна передбачені спеціальні отвори (вікна) для огляду проточної частини двигуна.

14. Додаткові дані:

Напрямок обертання роторів, якщо дивитись за напрямком польоту – проти руху годинникової стрілки.

Вихідні вали для приводу співвісного повітряного гвинтовентилятора обертаються:

передній – проти руху годинникової стрілки;

задній – за ходом годинникової стрілки.

## 2.6. Опис та розрахунок систем двигуна

### 2.6.1. Масляна система

#### 2.6.1.1. Загальні відомості

Масляна система – циркуляційна замкнута, під тиском, конструктивно виконана автономною, тобто усі елементи системи, які забезпечують змащування, змонтовані безпосередньо на двигуні.

Циркуляційні маслосистеми будь-якого типу складаються з двох функціональних підсистем: системи змащування та системи суфлірування.

Система змащування забезпечує вирішення всіх задач, що покладаються на маслосистему.

Система суфлірування забезпечує надійну роботу системи змащування і підвищує ефективність масляних ущільнень шляхом організації їхнього оптимального наддування.

Масляна система забезпечує постійну подачу масла під тиском до поверхонь тертя підшипників, до ущільнень підшипників компресорів і турбін, до деталей редуктора, що обертаються, центрального приводу і коробок приводів для їх змащування і охолодження.

Крім того, маслосистема забезпечує подавання масла до системи керування повітряного гвинта, а також до системи виміру додатної та від'ємної тяг.

Маслосистема забезпечує подавання масла при дії від'ємних і близьконульових перевантажень впродовж не більше 8 хв.

#### 2.6.1.2. Склад системи

Циркуляційні маслосистеми будь-якого типу (рис.2.1) складаються з двох функціональних підсистем: системи змащування та системи суфлірування.

*Система змащування* забезпечує вирішення всіх задач, що покладаються на маслосистему.

*Система суфлірування* забезпечує надійну роботу системи змащування і підвищує ефективність масляних ущільнень шляхом організації їхнього оптимального наддування.

Система змащування складається з трьох магістралей:

- підживлювання;
- нагнітання;
- відкачування.

*Магістраль підживлювання* служить для підведення необхідної кількості масла на вхід до магістралі нагнітання з мінімальними гідравлічними опорами при швидкостях і тиску, що виключають можливість виникнення кавітації на вході до нагнітального насоса.

Магістраль підживлювання даної системи змащування містить:

- маслобак Б із заливною горловиною ГЗ, фільтруючою сіткою і зливним краном;
- рівнемір поплавкового типу  $\frac{Н}{П}$ ;
- трубопровід підведення масла з баку до підживлювального насоса НП;
- підживлювальний насос НП з редукційним клапаном КР, який підтримує заданий тиск на вході до нагнітального насоса НН.

*Магістраль нагнітання* служить для підведення необхідної кількості масла до об'єктів змащування під оптимальним тиском (0,35...0,5 МПа).

Магістраль нагнітання нашої маслосистеми містить в собі такі елементи:

- нагнітальний насос НН з редукційним клапаном КР, який підтримує заданий тиск перед основним фільтром ФО;
- зворотній клапан КЗ, що виконує функції запірного клапану;
- вимірювач температури масла на вході до двигуна  $\frac{t_{вх}}{П}$ ;
- основний маслофільтр тонкого очищення ФО з перепускним клапаном КП та сигналізатором перепаду тиску  $\frac{\Delta p}{ст}$ ;
- вимірювач тиску масла на вході до двигуна  $\frac{p_{вх}}{П}$ ;



- додаткові фільтри ФД (на кожній гілці трубопроводу);
- масляні форсунки;
- трубопроводи, що з'єднують агрегати магістралі нагнітання.
- *Магістраль відкачування* служить для відведення відпрацьованого масла від об'єктів змащування та відновлення його властивостей, після чого масло надходить в основний циркуляційний контур.

Магістраль відкачування складається з таких елементів:

- маслзбірників МЗ (їхня кількість рівна кількості основних опор двигуна);
- термостружкосигналізаторів;
- відкачувальних насосів НВ (забезпечують індивідуальну відкачку масла з маслзбірників);
- приводного відцентрового повітровідділювача ВПВ;
- вимірювача температури масла на виході з двигуна  $\frac{t_{вих}}{n}$ ;
- фільтра грубого очищення Ф;
- повітряно-масляного теплообмінника (ПМТ) та паливно-масляного агрегату (ПМА) з перепускним клапаном КП;
- зливного крану К;
- дроселя ДР.

*Система суфлірування* забезпечує надійну роботу системи змащування та високу ефективність масляних ущільнень опор. За допомогою системи суфлірування в масляних порожнинах об'єктів змащування і в повітряній порожнині бака підтримується заданий надлишковий тиск. Крім того, система суфлірування забезпечує позитивний перепад тисків між масляними і передмасляними порожнинами опор.

В масляних порожнинах об'єктів змащування і в повітряній порожнині бака система суфлірування підтримує не нульовий надлишковий тиск ( $p_{надл.}=0,02...0,03$  МПа) (система закритого типу). Підвищення тиску в масляних порожнинах об'єктів змащування сприяє зменшенню піноутворення в них і

покращує відкачування масла з маслосбірників. Застосування маслосистем закритого типу сприяє також збільшенню висотності маслосистеми.

Основним елементом системи суфлірування є відцентровий суфлер ВС, який сполучає з атмосферою масляні порожнини двигуна і повітряну порожнину бака і виділяє масло з підведеної до нього повітряно-масляної суміші з повертанням масла до циркуляційного контуру (у магістраль відкачування).

У маслосистемі закритого типу на трубопроводі скидання повітря від ВС встановлюють підпорний клапан, який автоматично підтримує заданий надлишковий тиск у масляних порожнинах об'єктів змащування і повітряній порожнині бака.

Для наддування масляних порожнин опор в передмасляні порожнини цих опор підводиться повітря від компресора під високим тиском. Ефективна робота масляних ущільнень забезпечується при оптимальному позитивному перепаді тиску на них. Різниця тиску між передмасляною та масляною порожнинами повинна в півтора-два рази перевищувати атмосферний тиск.

Для створення оптимального перепаду тиску між передмасляними і масляними порожнинами частину повітря, підведеного до порожнин скидають у атмосферу за допомогою спеціальних трубопроводів суфлірування. Регулювання оптимального перепаду тиску здійснюється під час заводської доводки двигуна підбиранням спеціальних жиклерів Ж, що встановлюються у трубопроводах суфлірування.

В короткозамкнених системах основна кількість масла циркулює по замкнутому контуру: «нагнітаючий насос НН – двигун – відкачуючі насоси ВН – теплообмінник – нагнітаючий насос НН». Таким чином, масляний бак Б із основного циркуляційного контуру виключений і використовується тільки для його підживлювання (поповнення кількості випрацюваного масла). Щоб при низькій атмосферній температурі масло у баці не переохолоджувалось, невелика кількість відфільтрованого гарячого масла (10...12% від загальної прокачки) з циркуляційного контуру підводиться через дросель ДР по додатковому контуру у бак Б (дросель регламентує витрату масла через цей контур).

Застосування закритої системи обумовлено забезпеченням високої висотності. Закриті замкнуті системи мають більшу висотність – нормально працюють до висоти 14000...17000 м, а також забезпечують прискорене прогрівання масла у двигуні.

Для підвищення висотності нагнітаючий насос НН розташовуємо у нижній частині, а маслобак Б у верхній частині двигуна, завдяки чому підвищується тиск на вході у нагнітаючий насос НН. З цією ж метою встановлено також перед нагнітаючим насосом НН підживлювальний НП.

Нафтові масла недостатньо стабільні за підвищених температур (більше 150°C). А так як ми маємо двигун з підшипниками, які працюють в гарячій зоні (між турбіною високого тиску та турбіною низького тиску,  $T_{\text{ТВТ}}^* = 1260 \text{ K}$ ), то є необхідним застосування синтетичного масла. По аналогії з двигуном прототипом застосовуємо масло ИПМ-10 за ТУ 38.1011299-90 (основне), та ВНИИ НП 50-1-4у за ТУ 38.401-58-12-91 (резервне).

### 2.6.1.3. Розрахунок елементів системи

#### 1. Прокачування масла через двигун:

$$W = \frac{Q_M}{c_M \rho_M \Delta T}, \quad [2.97]$$

де  $Q_M$  – тепловіддача у масло (із статистичних даних, для ТГВД на кожні 1000 кВт еквівалентної потужності –  $Q_M = 15000 \dots 25000 \text{ Дж/с}$ ; для нашого двигуна –  $Q_M = 10,653 \cdot 20000 = 213060 \text{ Дж/с}$ );

$c_M$  – питома теплоємність масла ( $c_M = 2,1 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг} \cdot \text{K}$ );

$\rho_M$  – густина масла ( $\rho_M = 900 \text{ кг/м}^3$ );

$\Delta T$  – підігрівання масла у двигуні ( $\Delta T = 50 \text{ K}$ ).

Підставивши усі значення у формулу [2.97], отримаємо:

$$W = \frac{213060}{2100 \cdot 900 \cdot 50} = 2,255 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 \text{ с}.$$

#### 2. Циркуляційний запас масла

$$V_{\text{ц}} = W t_{\text{ц}}, \quad [2.98]$$

де  $t_{\text{ц}}$  – час одного циклу прокачування масла ( $t_{\text{ц}} = 30 \text{ с}$ ).

$$V_{ц} = 2,255 \cdot 10^{-3} \cdot 30 = 0,06764 \text{ м}^3 = 67,64 \text{ л.}$$

### 3. Повна витрата масла

$$V_q = q t_{\max}, \quad [2.99]$$

де  $q$  – годинна витрата масла ( $q=0,002 \text{ м}^3/\text{год}$ );

$t_{\max}$  – максимальна тривалість польоту (із статистичних даних для даного типу ЛА  $t_{\max}=9 \text{ год}$ ).

$$V_q = 0,002 \cdot 9 = 0,01800 \text{ м}^3 = 18,00 \text{ л.}$$

### 4. Кількість масла що заливається у маслобак:

$$V_3 = V_{ц} + V_q + V_{п}, \quad [2.100]$$

де  $V_{п}$  – кількість масла, що необхідна для заповнення трубопроводів, теплообмінників, та інших масляних порожнин;

$$V_{п} = 0,125 V_{ц} = 0,125 \cdot 0,06764 = 0,00846 \text{ м}^3 = 8,46 \text{ л.}$$

Підставивши отримані значення у формулу [2.100], отримаємо:

$$V_3 = 0,06764 + 0,01800 + 0,00846 = 0,09410 \text{ м}^3 = 94,10 \text{ л.}$$

### 5. Ємність маслобака:

$$V_{б} = 1,15 \cdot V_3 = 1,15 \cdot 0,0941 = 0,10822 \text{ м}^3 = 108,22 \text{ л.} \quad [2.101]$$

### 6. Фактична продуктивність нагнітаючого насосу шестірневого типу

$$W_{н} = \frac{\pi n}{30} d_{ш} l_{ш} m \eta_{н}, \quad [2.102]$$

де  $n$  – частота обертання шестерень ( $n=3000 \dots 4000 \text{ об./хв}$ ; приймаємо  $n=4000 \text{ об./хв}$ );

$d_{ш}$  – діаметр ділильного кола шестерні:

$$d_{ш} = m z, \quad [2.103]$$

де  $m$  – модуль зачеплення ( $m=2,5 \dots 6,0 \text{ мм}$ ; приймаємо  $m=6,0 \text{ мм}$ );

$z$  – кількість зубців шестерні ( $z=6 \dots 12$ ; приймаємо  $z=6$ );

при цьому повинна виконуватись наступна умова:

$$u = \frac{\pi n d_{ш}}{60} < 8 \text{ мс} \quad [2.104]$$

де  $u$  – колова швидкість шестерень на діаметрі ділильного кола.

Визначаємо  $d_{ш} = 6,0 \times 10^{-3} \cdot 6 = 0,036 \text{ м}$ , тоді

$$u = \frac{3,14 \cdot 4000 \cdot 0,036}{60} = 7,54 \text{ мс} < 8 \text{ мс},$$

тобто умова виконується.

$l_{ш}$  – ширина шестерні ( $l_{ш}=(0,5\dots 2,5)d_{ш}$ ), приймаємо:

$$l_{ш}=2\cdot d_{ш}=2\cdot 0,036=0,072 \text{ м}$$

$\eta_{н}$  – коефіцієнт об'ємної подачі насоса ( $\eta_{н}=0,75\dots 0,85$ ; приймаємо  $\eta_{н}=0,85$ ).

Підставивши усі відомі значення у формулу [2.102], отримаємо:

$$W_{н} = \frac{3,14\cdot 4000}{30} \cdot 0,036 \cdot 0,072 \cdot 0,006 \cdot 0,85 = 5,537 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 \text{ с},$$

при чому повинна виконуватись умова

$$\frac{W_{н}}{W} = 1,5 \div 2,5.$$

Підставивши значення в умову, виконаємо перевірку правильності виконання розрахунку продуктивності нагнітаючого насоса:

$$\frac{5,537 \times 10^{-3}}{2,255 \times 10^{-3}} = 2,455$$

Дане значення входить у вказані межі, значить розрахунок виконано вірно і даний насос задовольняє поставленим до нього вимогам.



## 2.6.2. Система живлення паливом

### 2.6.2.1. Загальні відомості

Подавання палива до камери згоряння двигуна забезпечують дві системи:

- паливна система повітряного судна;
- система живлення паливом двигунів.

Паливна система двигуна призначена для подавання палива до камери згоряння на усталених та перехідних режимах у відповідності до заданих законів та програм, які забезпечують надійну роботу двигуна у всіх умовах експлуатації.

### 2.6.2.2. Склад системи

Система живлення паливом включає в себе:

- систему розподілу палива;
- систему автоматичного керування двигуном;
- дренажну систему двигуна.

*Система розподілу палива* призначена для подавання палива від літакової системи до камери згоряння. Вона має три магістралі:

- низького тиску;
- високого тиску;





- паливний фільтр низького тиску  $\Phi$  з перепускним клапаном КП та сигналізатором перепаду тиску  $\frac{\Delta p}{Ct}$ ;
- витратомір палива  $\frac{G}{\Pi}$ ;
- паливно-масляний теплообмінник ПМТ.

*Магістраль високого тиску* служить для подачі заданої кількості палива до робочих форсунок камери згоряння під тиском, необхідним для хорошої якості розпилювання палива форсунками і безпечним з точки зору міцності елементів магістралі. Максимальний тиск палива в магістралі високого тиску досягає значень 6...9 МПа. Мінімальний тиск повинен бути не меншим 0,3...0,4 МПа, інакше паливо не буде розпилюватися форсунками.

Магістраль високого тиску включає в себе наступні елементи:

- основний паливний насос ОПН керованої продуктивності (насос-дозатор);
- автомат дозування палива АДП із дозуючим дросельним краном ДК;
- стоп-кран СК;
- вимірювач тиску палива  $\frac{p}{\Pi}$ ;
- автоматичний розподільувач палива АРП;
- паливні фільтри  $\Phi$ , що встановлюються перед робочими паливними форсунками;
- паливні колектори та робочі форсунки, які мають розпилювачі першого  $\Phi I_k$  та другого  $\Phi II_k$  контурів.

*Магістраль пускового палива* забезпечує подачу палива до пускових форсунок запальвачів під тиском 0,25...0,35 МПа. Підведення палива в цю магістраль найчастіше здійснюється з магістралі низького тиску. Якщо в магістралі низького тиску відсутній НПД, або ж на цьому насосі немає регулятора тиску палива, то в пускову магістраль паливо підводиться від магістралі високого тиску

через спеціальний клапан пускового палива КПП, який знижує тиск до необхідної величини і стабілізує його на заданому рівні.

Магістраль пускового палива має такі елементи:

- електромагнітний клапан пускового палива ЕМКП;
- паливний фільтр Ф;
- зворотній клапан КЗ;
- пускові форсунки запалювачів ФП.

*Система автоматичного керування двигуном* призначена для виконання у всіх умовах експлуатації наступних функцій:

- автоматичне керування подачею палива до камери згоряння на усталених та перехідних режимах (запуск двигуна, прийомистість і скидання газу);
- обмеження мінімальної витрати палива;
- підтримування параметрів двигуна на усталених режимах із заданою точністю;
- захист двигуна від температурних та механічних перевантажень;
- автоматичне вимкнення двигуна по команді електронної системи керування ЕСУ;
- ручне вимкнення двигуна.

Для підвищення надійності керування подачею палива до камери згоряння на двигуні передбачені дві системи керування: основна та резервна.

*Система дренажу палива* служить для підвищення пожежної безпеки за рахунок зливання в дренажний бачок БДр невикористаного палива, яке накопичилось в певних порожнинах системи живлення та двигуна. З дренажного бачка паливо потім, під час наступного запуску двигуна, підводиться до камери згоряння.

Зливання палива здійснюється через спеціальні дренажні клапани КДр, які під час роботи двигуна закриті підвищеним тиском палива в колекторах та газів у камері згоряння і турбіні. Під час зупинки двигуна, коли тиск перед дренажними

клапанами знижується до значень 0,2...0,4 МПа, пружини цих клапанів відкривають злив палива в дренажний бачок. З дренажного бачка паливо витискується повітрям, підведеним від компресора, у камеру згоряння двигуна під час його наступних запусків.

### 2.6.2.3 Розрахунок елементів системи

#### 1. Визначення параметрів основного паливного насосу

Наявна об'ємна продуктивність плунжерного паливного насоса визначається за наступною формулою:

$$Q_n = \frac{i \pi d_n^2}{4 \cdot 60} h_{\max} n h_n, \quad [2.105]$$

де  $i$  – кількість плунжерів ( $i=7, 9, 11$ ; приймаємо  $i=7$ );

$d_n$  – діаметр плунжерів ( $d_n=12...15$  мм; приймаємо  $d_n=12$  мм);

$h_{\max}$  – максимальний хід плунжера ( $h_{\max}=15...30$  мм; приймаємо  $h_{\max}=16$  мм);

$n$  – частота обертання ротора насоса ( $n=4000...5000$  об/хв;  $n=4000$  об/хв);

$h_n$  – коефіцієнт об'ємної подачі насоса ( $h_n=0,96...0,98$ ; вибираємо  $h_n=0,98$ ).

При цьому повинна виконуватись умова [2.106], яка необхідна для компенсації зниження продуктивності насоса внаслідок зношування елементів його качаючого вузла

$$Q_n = (1,05...1,10) \frac{G_{\text{палр}}}{3600 \rho_{\text{пал}}}, \quad [2.106]$$

де  $G_{\text{палр}}$  – витрата палива двигуном на розрахунковому режимі ( $G_{\text{палр}} = c_e N_{\text{екв}} = 0,20864 \cdot 10653,41 = 2222,727$  кг/год);

$\rho_{\text{пал}}$  – густина палива ( $\rho_{\text{пал}}=800$  кг/м<sup>3</sup>).

Отже, підставимо значення у вираз [2.105] і підрахуємо значення наявної об'ємної продуктивності основного паливного насосу:

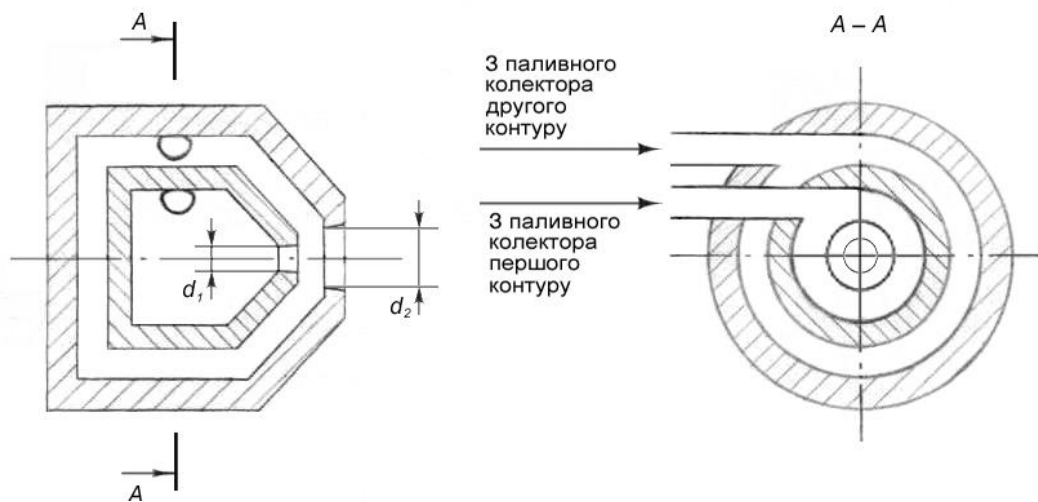
$$Q_n = \frac{7 \cdot 3,14 \cdot 0,012^2}{4 \cdot 60} \cdot 0,016 \cdot 4000 \cdot 0,98 = 8,276 \times 10^{-4} \text{ м}^3 \text{ с}.$$

Робимо перевірку:

$$\frac{Q_n}{G_{\text{палр}} 3600 \rho_{\text{пал}}} = \frac{8,276 \times 10^{-4}}{2222,727 \cdot 3600 \cdot 800} = \frac{8,276 \times 10^{-4}}{7,718 \times 10^{-4}} = 1,072.$$

Як бачимо, умова [2.106] виконується, значить розрахунок виконано вірно і даний насос задовольняє поставленим до нього вимогам.

## 2. Гідравлічний розрахунок двосоплової двоконтурної паливної форсунки



**Рис.2.8. Схема двосоплової двоконтурної форсунки**

Сумарна площа прохідних перерізів сопел обох контурів форсунки визначається за наступною формулою:

$$F_{\Sigma} = \frac{G_{\text{палр}}}{3600z\mu\sqrt{2\rho_{\text{п}}\Delta p}}, \quad [2.107]$$

де  $z$  – кількість форсунок ( $z=24$ );

$\mu$  – коефіцієнт витрати (для розрахункового режиму  $\mu=0,3\dots0,5$ ; приймаємо  $\mu=0,3$ );

$\Delta p$  – перепад тиску на форсунці ( $\Delta p=3\dots6$  МПа, приймаємо  $\Delta p=5$  МПа).

$$F_{\Sigma} = \frac{2222,727}{3600 \cdot 24 \cdot 0,3 \cdot \sqrt{2 \cdot 800 \cdot 5 \times 10^6}} = 9,588 \times 10^{-7} \text{ м}^2.$$

Визначимо площу перерізу вхідного сопла першого контуру форсунок з рівняння витрати на режимі малого газу:

$$F_I = \frac{G_{\text{палмг}}}{3600z\mu_{\text{мг}}\sqrt{2\rho_{\text{п}}\Delta p_{\text{мг}}}}, \quad [2.108]$$

де  $G_{\text{пал,мг}}$  – годинна витрата палива через двигун на режимі малого газу, приблизно рівний:

$$G_{\text{пал,мг}} = 0,05 \cdot G_{\text{пал}} = 0,05 \cdot 2222,727 = 111,136 \text{ кг/год} \quad [2.109]$$

$\mu_{\text{мг}}$  – коефіцієнт витрати на режимі малого газу ( $\mu_{\text{мг}}=0,6\dots0,8$ ; приймаємо  $\mu_{\text{мг}}=0,6$ );

$\Delta p_{\text{мг}}$  – перепад тиску на форсунці на режимові малого газу ( $\Delta p_{\text{мг}}=0,25\dots0,45$  МПа; приймаємо  $\Delta p_{\text{мг}}=0,35$  МПа), тоді:

$$F_I = \frac{111,136}{3600 \cdot 24 \cdot 0,6 \cdot \sqrt{2 \cdot 800 \cdot 0,35 \times 10^6}} = 0,906 \times 10^{-7} \text{ м}^2.$$

Тепер визначимо діаметри сопел форсунки:

зовнішній діаметр вихідного сопла першого контуру (див. рис.2.8):

$$d_I = \sqrt{\frac{4F_I}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,906 \times 10^{-7}}{3,14}} = 0,340 \times 10^{-3} \text{ м} \quad [2.110]$$

зовнішній діаметр вихідного сопла другого контуру (див. рис.2.8):

$$d_{II} = \sqrt{\frac{4F_{II}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 9,588 \times 10^{-7}}{3,14}} = 1,105 \times 10^{-3} \text{ м} \quad [2.111]$$

### 2.6.3. Пускова система

Пускова система служить для виведення двигуна з непрацюючого стану в працюючий на режим малого газу. Малий газ – це режим роботи ГТД з мінімальноможливою потужністю, на якому стійко працюють усі основні вузли двигуна. Час прогрівання авіаційних ГТД на режимі малого газу повинен бути не менше двох хвилин.

Запуск ГТД забезпечують такі системи, котрі входять до складу пускової системи:

- система попереднього розкручування ротора двигуна, яка служить для розкручування ротора до частоти обертання, за якої компресор двигуна підвищує тиск повітря до мінімальної величини, достатньої для розпалювання та стійкого горіння палива у камері згорання. Вона складається з пускового пристрою ПП (стартера) і механізмів з'єднання ротора ПП з ротором ГТД;

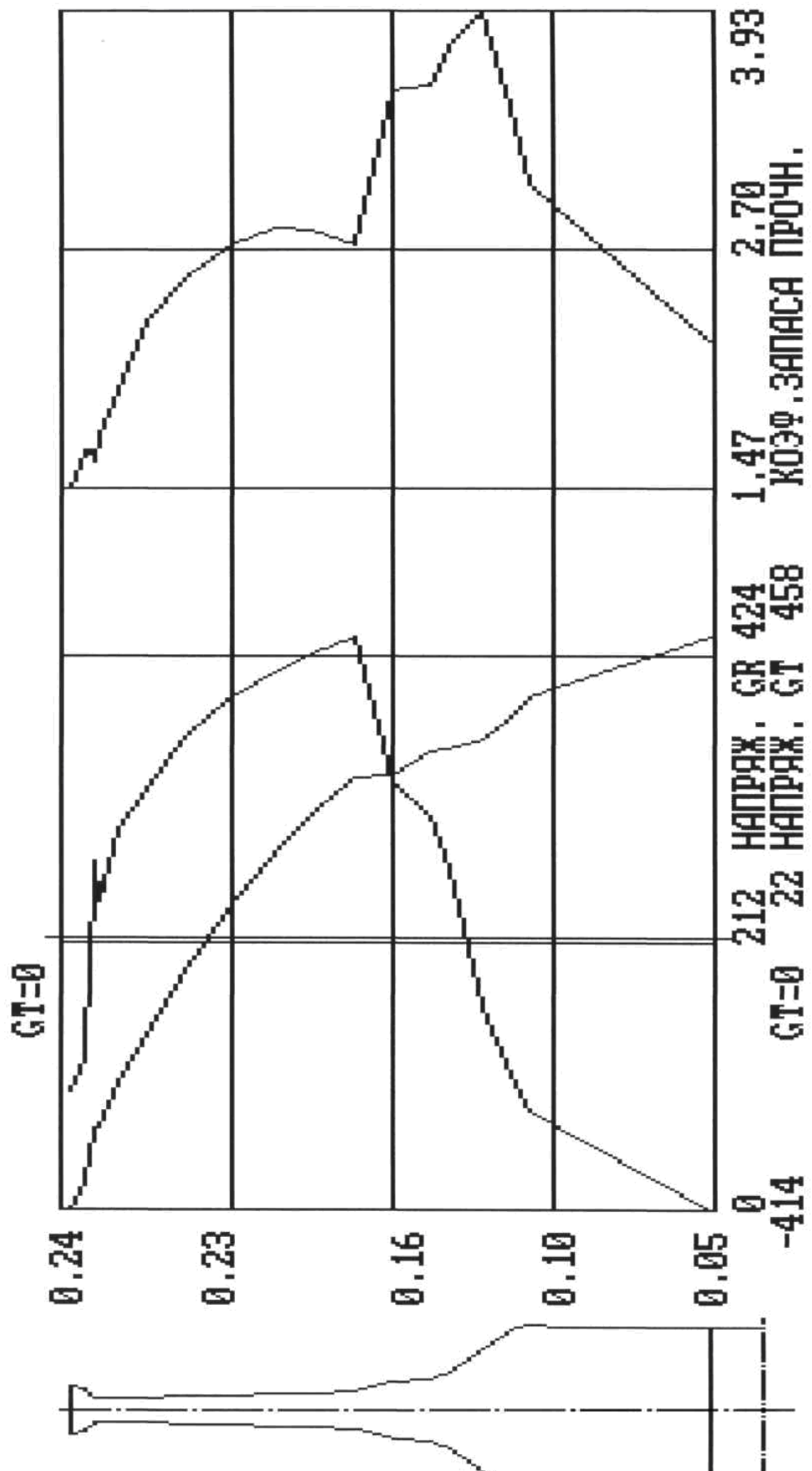
- система пускового палива, яка здійснює підведення пускового палива до пускових форсунок розпалювачів у певний період запуску. Система пускового палива є магістраллю пускового палива системи живлення паливом;
- система запалювання, котра забезпечує розпалювання пускового палива. Вона містить такі основні складові: електричні свічки запалювання; пускові котушки, які подають на свічки запалювання змінний струм напругою 5 кВт;
- паливний автомат запуску, що здійснює автоматичне дозування основного палива шляхом оптимізації співвідношення між витратами палива і повітря через двигун. Оптимізація здійснюється виходячи з умови мінімальної тривалості запуску без закидів параметрів двигуна за допустимі межі стійкої роботи його основних вузлів;
- система автоматичного керування запуском, котра здійснює автоматичне увімкнення та вимикання агрегатів пускової системи у необхідні моменти запуску та під час досягнення параметрами двигуна заданих значень.

У якості пускового пристрою ПП на проектованому двигуні застосовано повітряний турбостартер ПТС, котрий застосовується на двигуні-прототипі. У ПТС у якості робочого тіла використовується стиснене повітря. Стиснене повітря може подаватись від допоміжної силової установки ДСУ, від одного з працюючих двигунів або від аеродромного джерела стисненого повітря.

Ротор ПП з'єднується з ротором двигуна, що запускається, за допомогою механізму зчеплення та редуктора. Механізм зчеплення забезпечує автоматичне з'єднання роторів після закінчення процесу розкручування ротора двигуна, а також обмежування моменту, який передається на вал двигуна. Шестірневі передачі, як у самім ПП, так й у системі приводів двигуна, що запускається, служать для узгодження моментної характеристики ПП з характеристикою опору обертанню ротора ГТД.



Файл результатів розрахунку диску:





ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

I	Число сечений диска	20	I
I	Коэффициент Пуассона	0.40	I
I	Плотность материала диска в кг/м <sup>3</sup>	8320	I
I	Значение контурной нагрузки в МПа	87	I
I	Значение частоты вращения ротора в об/мин	11130	I
I	Температура ступицы диска в град	350	I
I	Температура обода диска в град	720	I
I	Диск с центральным отверстием		I
I	Материал диска ЭИ-698	Индекс 4	I

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

I	R	I	B	I	T	I	GR	I	GT	I	GЭ	I	K	I
I	M	I	M	I	Град	Ц	МПа	I	МПа	I	МПа	I	-	I
I	0.055	I	0.089	I	300	I	0.0	I	457.7	I	457.7	I	2.24	I
I	0.067	I	0.092	I	301	I	72.9	I	368.0	I	337.5	I	3.04	I
I	0.074	I	0.086	I	304	I	99.6	I	334.3	I	297.3	I	3.44	I
I	0.084	I	0.065	I	309	I	150.3	I	300.1	I	259.9	I	3.93	I
I	0.097	I	0.040	I	318	I	252.9	I	287.5	I	271.9	I	3.75	I
I	0.104	I	0.034	I	325	I	291.0	I	281.8	I	286.5	I	3.55	I
I	0.119	I	0.029	I	342	I	315.7	I	245.6	I	287.1	I	3.53	I
I	0.133	I	0.020	I	363	I	424.4	I	243.4	I	368.9	I	2.73	I
I	0.149	I	0.019	I	391	I	411.6	I	189.3	I	356.9	I	2.80	I
I	0.163	I	0.017	I	422	I	397.1	I	126.4	I	351.4	I	2.81	I
I	0.179	I	0.016	I	459	I	380.2	I	49.7	I	357.9	I	2.73	I
I	0.196	I	0.015	I	505	I	350.5	I	-49.5	I	377.7	I	2.55	I
I	0.210	I	0.014	I	549	I	311.9	I	-148.8	I	407.2	I	2.33	I
I	0.220	I	0.013	I	583	I	282.0	I	-221.3	I	436.9	I	1.97	I
I	0.228	I	0.014	I	611	I	227.3	I	-291.5	I	450.4	I	1.74	I
I	0.230	I	0.012	I	618	I	259.0	I	-290.5	I	476.1	I	1.61	I
I	0.232	I	0.017	I	626	I	168.2	I	-338.9	I	447.4	I	1.67	I
I	0.233	I	0.021	I	629	I	133.4	I	-359.2	I	441.3	I	1.67	I
I	0.234	I	0.024	I	633	I	111.8	I	-373.7	I	440.4	I	1.65	I
I	0.239	I	0.024	I	650	I	87.0	I	-414.2	I	463.9	I	1.47	I

МИНИМАЛЬНЫЙ КОЭФИЦИЕНТ ЗАПАСА 1.47  
 ВЫВОД:.....

На основі аналізу отриманих запасів міцності можна зробити висновок про працездатність диска. Отримане мінімальне значення коефіцієнту запасу міцності 1,47 є допустимим при розрахунку дисків.

### 3 Науково-дослідна частина

#### 3.1 Характеристики компресорів

При зміні параметрів повітря перед компресором частоти обертання –  $n$ , такі параметри як  $\pi_k^*$ ,  $G_{\text{пов.}}$ ,  $\eta_k^*$ , не залишаються сталими. Вони змінюються у відповідності із закономірностями, якісно загальними для всіх компресорів, але у кількісному відношенні, як такими, що істотно залежать від індивідуальних властивостей конкретного комп'ютера. Для визначення параметрів компресора на різних режимах його роботи і за різноманітних зовнішніх умов (різних висоті та швидкості польоту) будують характеристики компресора.

Характеристики компресора можуть бути представлені у вигляді

$$\pi_k = f(G_{\text{пов.пр}}, n_{\text{пр}});$$

$$\eta_k = f(G_{\text{пов.пр}}, n_{\text{пр}}).$$

[3.1]

До даних функціональних залежностей входять приведена витрата повітря

$$G_{\text{пов.пр}} = G_{\text{пов}} \frac{p_0}{p_B} \sqrt{\frac{T_B}{T_0}} \quad [3.2]$$

і приведена частота обертання

$$n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{T_0}{T_B}}, \quad [3.3]$$

де  $p_0=101325$  Па і  $T_0=288,15$  К – тиск і температура навколишнього середовища при  $H=0$  у відповідності із Міжнародною стандартною атмосферою. Якщо приведену частоту обертання поділити на максимальне значення частоти обертання  $n_0$  при  $M_n=0$ ,  $H=0$ , то отримаємо безрозмірний параметр – відносну приведену частоту обертання

$$\bar{n}_{\text{пр}} = n_{\text{пр}}/n_0. \quad [3.5]$$

У ряді випадків користуються також відносною приведеною витратою повітря

$$\bar{G}_{\text{пов.пр}} = G_{\text{пов.пр}} / G_{\text{пов.0}} \quad [3.6]$$

Тоді характеристики компресора можна представити у безрозмірному вигляді

$$\pi_{\text{к}} = f(\bar{G}_{\text{пов.пр}}, \bar{n}_{\text{пр}});$$

$$\eta_{\text{к}} = f(\bar{G}_{\text{пов.пр}}, \bar{n}_{\text{пр}}). \quad [3.7]$$

Підставляючи у вираз [4.2] витрату повітря з рівняння

$$G_{\text{пов}} = m_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{в}}) F_{\text{в}} \frac{p_{\text{в}}}{\sqrt{T_{\text{в}}}},$$

отримаємо вираз:

$$G_{\text{пов.пр}} = m_{\text{кр}} q(\lambda_{\text{в}}) F_{\text{в}} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}}, \quad [3.8]$$

у правій частині котрого усі величини, окрім функції щільності току (безрозмірної щільності току)  $q(\lambda_{\text{в}})$ , є постійними, а, отже,

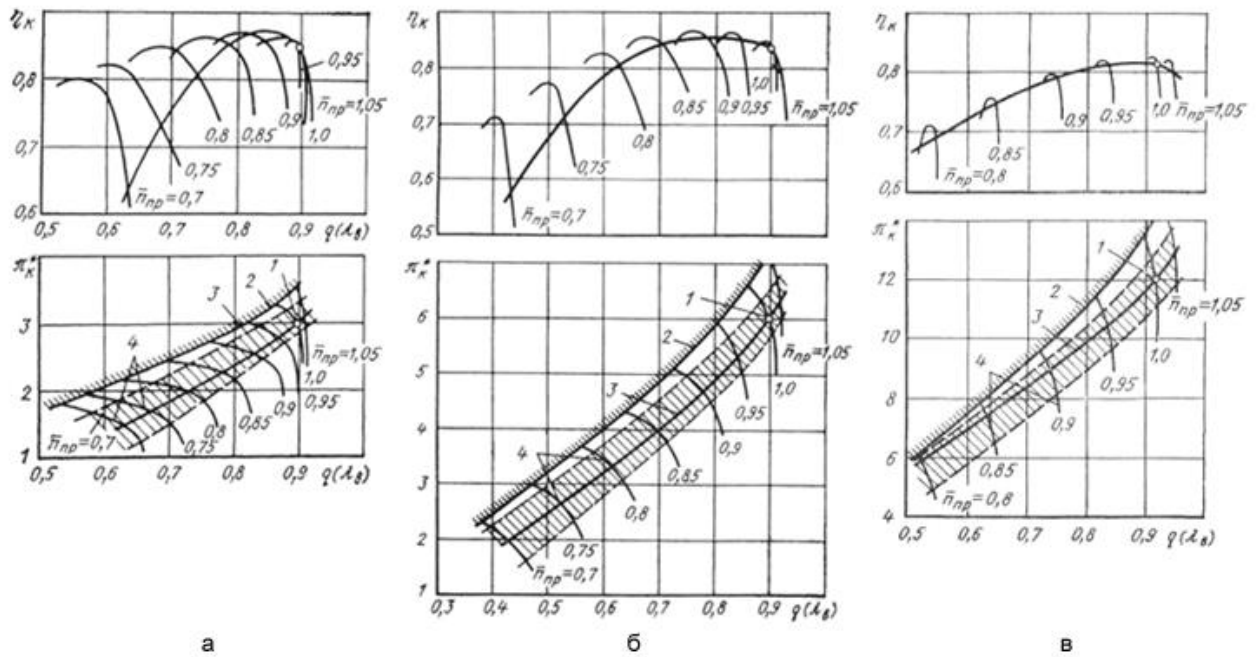
$$G_{\text{пов.пр}} \sim q(\lambda_{\text{в}}). \quad [3.9]$$

У цьому випадку характеристики компресорів можуть мати вигляд

$$\pi_{\text{к}} = f(q(\lambda_{\text{в}}), \bar{n}_{\text{пр}});$$

$$\eta_{\text{к}} = f(q(\lambda_{\text{в}}), \bar{n}_{\text{пр}}). \quad [3.10]$$

На рис.3.1 наведено характеристики нерегульованих осьових компресорів різної напірності у координатах, що відповідають залежностям [3.10].



**Рис.3.1. Характеристики компресорів:**

а – низьконапірного, б – середньої напірності та в – високонапірного;

1-робочий режим при  $M_{п}=0, H=0$ ;

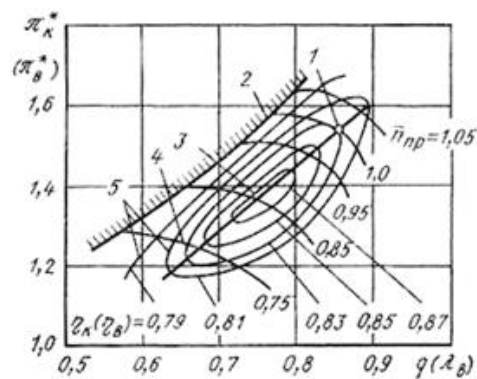
2-границя газодинамічної стійкості;

3-лінія робочих режимів;

4-лінії постійної приведенної частоти обертання

На рис.3.2 показано типову характеристику одноступеневого осьового компресора з низьким ступенем підвищення тиску (вентилятора ТРДД великої ступені двоконтурності). У деяких випадках, особливо коли у робочій області характеристики залежності  $\eta_k$  від  $q(\lambda_v)$  при  $\bar{n}_{пр} = \text{const}$  наближені до вертикальних, ККД компресора або вентилятора зручно представляти у вигляді ізоліній, як це зроблено на рис.3.2. У загальному випадку розрахунковий режим роботи компресора може бути заданий будь-якими польотними умовами. Для визначеності при порівнянні компресорів різної напірності приймаємо для всіх компресорів на розрахунковім режимі умови  $M_{п}=0, H=0$  і максимальну частоту обертання  $n_0$  ( $\bar{n}_{пр} = 1$ ). Позначимо параметри на цьому режимі «0». При  $\bar{n}_{пр} = 1$  для більшості компресорів характерна продуктивність, що відповідає значенням  $q(\lambda_v)=0,85\dots0,925$ . Можна умовно розподілити компресори на три групи в

залежності від значень  $\pi_{к0}^*$ : низьконапірні ( $\pi_{к0}^* < 5$ ), середньої напірності ( $\pi_{к0}^* = 5 \dots 8$ ) і високонапірні ( $\pi_{к0}^* > 8$ ). На всіх характеристиках компресорів (див рис.3.1, 3.2) нанесені точки, що відповідають максимальному режимові при  $M_{п}=0$ ,  $H=0$  і заштриховані області, у межах яких є можливою робота компресора у системі двигуна. Основним обмеженням тут є мінімальнодопустимий запас стійкості компресора, тобто робоча область повинна бути розташована у зоні стійкої роботи компресора нижче границі газодинамічної стійкості (границі помпажа). Роботу компресора у системі двигуна частіш за все розглядають або на постійному режимі роботи двигуна (наприклад,  $n=\text{const}$ ) при зміні умов польоту ( $M_{п}=\text{var}$ ,  $H=\text{var}$ ) або при постійних умовах польоту ( $M_{п}=\text{const}$ ,  $H=\text{const}$ ) та змінному режимові роботи двигуна (наприклад,  $n=\text{var}$ ). У цих випадках з робочої області можна виділити лінію робочих режимів (див. рис.3.1, 3.2).



**Рис.3.2. Характеристика одноступеневого осьового компресора з низьким ступенем підвищення тиску (вентилятора):**

1-робочий режим при  $M_{п}=0$ ,  $H=0$ ;  
 2-границя газодинамічної стійкості; 3-лінія робочих режимів; 4-лінія постійної приведеної частоти обертання; 5-лінії постійних значень ККД

Положення лінії робочих режимів відносно границі газодинамічної стійкості компресора визначається коефіцієнтом стійкості

$$K_y = \frac{[\pi_k/q(\lambda_B)]_{гр}}{[\pi_k/q(\lambda_B)]_{роб}} \quad [3.11]$$

Тут індекси «гр» та «роб» відповідають значенням параметрів на границі стійкості і на лінії робочих режимів, які взято на одній напірній гілці характеристики компресора, тобто при  $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ . Запас стійкості визначається як:

$$\Delta K_y = (K_y - 1) \cdot 100\% \quad [3.12]$$

Фактично запаси стійкості, які має двигун на різних режимах роботи, можуть змінюватися у відносно широких межах. У більшій степені вони залежать від напірності компресора, яка визначається значенням  $\pi_{к0}^*$ . Для різних типів двигунів величини  $\Delta K_y$  практично вкладаються у діапазоні від  $\Delta K_y=35\%$  до  $\Delta K_y=8...12\%$ . Останні цифри характеризують мінімально допустимий запас стійкості на усталених режимах роботи двигунів.

Положення лінії робочих режимів на характеристиці компресора залежить від типу ГТД і його схеми, напірності компресора і програми керування двигуном. Частіш за все зі зменшенням  $\bar{n}_{пр}$  у низьконапірних компресорів лінія робочих режимів віддаляється від границі стійкості (див. рис.3.1, а) а у високонапірних – наближається до неї (див. рис.3.1, в). У компресорів середньої напірності лінія робочих режимів розташовується приблизно еквідистантно до границі стійкості (див. рис.3.1, б) за виключенням випадків глибокого дроселювання двигунів.

Таким чином, для низьконапірних компресорів зниження  $\Delta K_y$  є характерним при  $\bar{n}_{пр} > 1$ . Обмеження максимально допустимого значення  $\bar{n}_{пр} (\bar{n}_{пр} \leq \bar{n}_{пр\text{max}})$  є в цьому випадку одним із шляхів забезпечення газодинамічної стійкості компресора в системі двигуна.

У високонапірних компресорів зниження  $\Delta K_y$  в області понижених значень  $\bar{n}_{пр} (\bar{n}_{пр} < 1)$  вимагає спеціальних заходів для забезпечення стійкої роботи.

Розглянемо, які фактори приводять двигун з високонапірним компресором ( $\pi_{к0}^* > 8$ ) до зменшення  $\Delta K_y$  на понижених  $\bar{n}_{пр}$ . Нехай компресор у системі двигуна працює при постійній коловій швидкості  $u$ , а значить, при  $n = \text{const}$ . Зменшення  $\bar{n}_{пр}$  буде відбуватись за рахунок зростання  $T_v^*$ , наприклад, у зв'язку зі збільшенням швидкості польоту. Це призведе до зниження  $\pi_k^*$ , зростання об'ємної витрати повітря та осьової швидкості на останніх ступенях компресора і, як наслідок, до від'ємних кутів атаки. Останні ступені починають лімітувати витрату повітря через компресор, внаслідок чого осьова швидкість  $c_a$  на вході до компресора зменшується і зростають кути атаки  $i$  на перших ступенях компресора. За істотного збільшення кутів атаки настає відрив потоку зі спинки лопатки робочого колеса, а це викликає помпаж компресора. На режимах, близьких до помпажу компресора, його ККД зменшується внаслідок зростання профільних втрат на перших та останніх ступенях.

Усі методи збільшення  $\Delta K_y$  на понижених  $\bar{n}_{пр}$  зводяться до зменшення кутів атаки у перших ступенях компресора і збільшення кутів атаки в останніх ступенях. Це приводить також до зростання ККД компресора.

### 3.2 Помпаж компресора

Міжлопаткові канали усіх ступенів компресора ГТД профілюються виходячи з розрахункового режиму роботи, котрий характеризується певною частотою обертання ротора  $n_{\text{розрах.}}$ , ступенем підвищення тиску повітря у кожному ступені  $\pi_{ст}$  і у компресорі в цілому  $\pi_k$ , та відповідною секундною витратою повітря через кожний ступінь  $G_{\text{пов.ст.}}$ . Для цього режиму роботи розраховуються площі прохідних перерізів, яким відповідають цілком визначені швидкості потоку.

У процесі експлуатації двигуна компресор працює в різноманітних режимах і атмосферних умовах, які не відповідають розрахунковим. При роботі компресора на не розрахунковім режимові параметри повітря (тиск, температура, швидкість і густина) у перерізах проточної частини змінюються. Прохідні перерізи, підібрані

для розрахункового режиму у цьому випадку не відповідають новим значенням параметрів повітряного потоку і відбуваються зрив та завихрення.

У несприятливих умовах вони визивають нестійку роботу усього компресора.

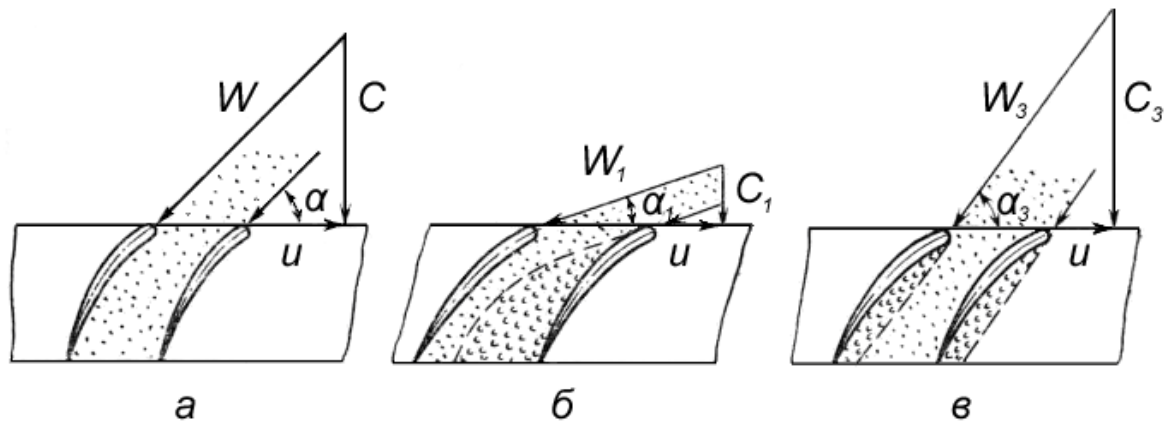
Помпажем називається нестійкий режим роботи компресора й усього двигуна, що виникає при періодичному зриві потоку повітря з робочих лопаток і спрямляючих апаратів. На виникнення помпажу здійснюють вплив такі основні фактори, як частота обертання ротору, тиск і температура повітря на вході до компресора, висота та швидкість польоту.

Найбільший вплив на роботу компресора і виникнення помпажу впливає частота обертання ротора. При її зменшенні порівняно із розрахунковою зменшуються секундна витрата повітря, ступінь підвищення тиску та потужність, яка споживається компресором. Зменшення секундної витрати призводить до зменшення осьової швидкості і порушенню плавності обтікання лопаток, що визиває появу зривів потоку на перших ступенях компресора. Зменшення осьової швидкості потоку на останніх ступенях компресора відбувається менш інтенсивно і тому вони можуть працювати у турбінному режимі (повітря в них не стискається, а розширюється) або у режимі запирання. Збільшення частоти обертання порівняно з розрахунковою призводить до збільшення секундної витрати повітря, осьової швидкості потоку і може спричинити зрив потоку на останніх ступенях.

Характерну залежність має зрив потоку з лопаток компресора від секундної витрати повітря при постійній частоті обертання ротора (див. рис.3.3). Зміна секундної витрати повітря при постійних частотах обертання можлива при зміні атмосферних умов і пов'язана з особливостями роботи і керування двигуном у силовій установці. Розрахунковий режим роботи (рис.3.3,а) відповідає параметрам  $u$ ,  $C$ ,  $W$ ,  $\alpha$  (кут набігання повітряного потоку), при яких обтікання є плавним без зривів. Якщо секундна витрата повітря через ступінь зменшується (рис.3.3,б), то зменшується осьова швидкість від  $C$  до  $C_1$  і при постійній колівій швидкості  $u$  зменшується кут набігання повітряного потоку від  $\alpha$  до  $\alpha_1$  на кромки робочих



лопаток. При цьому на випуклій частині лопаток (на «спинці» лопаток) потік повітря відривається, створюючи вихрову зону, яка порушує плавну течію повітря у міжлопаткових каналах.



**Рис.3.3. Схема обтікання робочих лопаток осьового компресора:**

- а – розрахунковий режим;
- б – при зменшенні секундної витрати повітря;
- в – при збільшенні секундної витрати повітря

Вихрова зона здійснює закупорювання міжлопаткових каналів, і, відповідно, у наступний ступінь повітря поступає менше, що визиває на його лопатках аналогічний зрив потоку. Таким чином, повітря від ступеня компресора рухається імпульсами. Можливе зворотнє викидання повітря з наступного ступеня на попередній та з компресора до атмосфери. Експериментально встановлено, що у деяких випадках зрив потоку відбувається не по усьому периметру ступеня, а має місцевий прояв. Це пояснюється нестабільністю аеродинамічної досконалості проточної частини компресора та вхідним завихренням повітряного потоку. При виникненні місцевого зриву повітряний потік обтікає зривну зону, зменшує зрив з однієї сторони лопаток і сприяє початку зриву на іншій стороні, тобто створює зрив, що обертається, який, в свою чергу, погіршує характеристики компресора.

При збільшенні секундної витрати повітря по відношенню до розрахункового та постійних частотах обертання ротора осьова швидкість збільшується і за постійної колової швидкості збільшується кут набігання повітряного потоку на кромки робочих лопаток. При цьому зрив потоку відбувається із ввігнутої частини лопаток (на «коритці» лопаток) (рис.4.3,в). Розповсюдження такого зриву потоку не

відбувається внаслідок того, що відцентрові сили інерції, які діють на частинки повітря, притискають потік до ввігнутої сторони лопаток. Однак при цьому частково ступені компресора працюють у турбінному режимі, що знижує ступінь підвищення тиску, збільшує гідравлічні опори і відповідно зменшує ККД компресора.

На роботу компресора, а відповідно, й на виникнення помпажу значний вплив здійснюють атмосферні то польотні умови. Зміна тиску повітря на вході до компресора при постійних температурі та частоті обертання ротора призводить до пропорційної зміни тиску у всіх його ступенях. При цьому ступінь підвищення тиску, температура і швидкість руху повітря вздовж тракту компресора залишаються постійними, а секундна витрата повітря та потужність, яка споживається компресором, змінюється пропорційно зміні тиску повітря на вході до компресора.

Зміна температури повітря, що поступає у компресор при постійному тиску та постійній частоті обертання, призводить до зміни ступеня підвищення тиску, ККД компресора та секундної витрати повітря. Так, підвищення температури повітря призводить до зменшення ступеня підвищення тиску, секундної витрати повітря та потужності, котра споживається компресором. Зниження температури повітря на вході до компресора визиває ріст ступеня підвищення тиску, що наближає роботу перших ступенів до режиму запирання, а останніх ступенів до режиму помпажу. Збільшення висоти польоту при постійній швидкості і постійній частоті обертання супроводжується зменшенням тиску і температури повітря на вході до компресора. Зменшення тиску призводить до зменшення секундної витрати повітря. Зниження температури супроводжується ростом ступеня підвищення тиску та зменшенням ККД компресора. Відповідно, з підйомом літака на висоту схильність компресора до помпажу збільшується. Зростання швидкості польоту при постійній висоті за рахунок гальмування повітряного потоку призводить до збільшення тиску і температури на вході до компресора і навпаки.

Процес експлуатації ГТД характеризується його роботою на різноманітних режимах, у тому ж числі і на перехідних. При цьому не виключені випадки короткочасної роботи двигуна на нестійких режимах або близьких до них. Одним з основних нестійких режимів роботи двигуна є режим запуску. Для запобігання помпажу осьового компресора при запуску на сучасних ГТД передбачені наступні конструктивні міри: часткове перепускання повітря із-за перших трьох-шести ступенів у атмосферу; зміни кутів установки лопаток вхідного напрямного апарату і спрямляючих апаратів перших ступенів; перфорація корпусу компресора над робочими лопатками першого ступеня; встановлення на двигун потужного стартеру з автоматичним перемикачем живлення з 24 В на 48 В; встановлення у насосах-регуляторах автоматів запуску, регулюючих подачу палива у камери згоряння у суворій відповідності до витрати повітря.

Найпростішим способом регулювання компресора на знижених  $\bar{n}_{np}$  є перепускання повітря (його випускання) із середніх ступенів компресора. Відкриття вікон перепускання призводить до збільшення осьової швидкості  $c_a$  і витрати повітря на перших ступенях компресора з відповідним зменшенням кутів атаки на них. В останніх ступенях осьові швидкості знижуються, і зростають кути атаки.

Найбільш економічним способом захисту компресора від помпажу є зміна кутів установки лопаток вхідного напрямного апарату і соплових апаратів ступенів. Зміною кутів установки лопаток при зміні режимів роботи двигуна або польотних умов забезпечується плавне беззривне обтікання робочих лопаток і спрямляючих апаратів в достатньо широкому діапазоні частот обертання. Це не тільки підвищує запас стійкості компресора по помпажу, але і його ККД.

Помпаж може виникати не тільки при запуску, але й на перехідних та максимальних режимах роботи двигуна. При роботі двигуна на перехідних режимах швидке збільшення подачі палива до камери згоряння приводить до інтенсивного зростання температури газів перед турбіною і як наслідок до помпажу

компресора. Для попередження нестійкої роботи двигунів при перехідних режимах роботи паливні системи обладнуються дросельними пакетами, гідроповільнювачами, обмежувачами зростання тиску палива, які забезпечують уповільнену подачу палива до камери згоряння при переході з малих частот обертання на робочі. Крім того, у компресорів, обладнаних поворотними лопатками, здійснюється автоматичне повертання лопаток на більші установочні кути.

При роботі двигуна на максимальних частотах обертання не виключена можливість помпажа із-за неузгодженості роботи перших та останніх ступенів компресора. Збільшення частот обертання вище максимально допустимих може призводити до появи звукових та надзвукових швидкостей на лопатках першого ступеня. Це призводить до роботи перших ступенів компресора на режимі запирання, а останніх на режимі помпажа. Для попередження нестійкої роботи двигунів на максимальних частотах обертання паливні системи обладнуються обмежувачами приведених частот обертання турбокомпресорів.

### **3.3 Експлуатаційні причини та методи боротьби з помпажем**

Незважаючи на наявність захисних конструктивних заходів, явище помпажа компресорів газотурбінних двигунів може виникати з ряду причин експлуатаційного характеру. Основними з них є:

- запуск двигуна при дуже ранньому відключенні стартера або недостатній напрузі джерел живлення. При цьому необхідне збільшення потужності турбіни компресора виконується шляхом збільшення витрати палива у камері згоряння. Інтенсивне зростання температури газів перед турбіною приводить до перерозширення газу у камері згоряння і зменшенню секундної витрати повітря через компресор. Осьові складові абсолютної швидкості по ступеням компресора зменшуються, що і призводить до появи помпажу на малих частотах обертання. Більша ймовірність виникнення помпажа існує при запуску двигуна за низьких температур зовнішнього повітря;

- запуск двигуна при боковій швидкості вітру, яка перевищує встановлену величину для даного типу літального апарату (звичайно 10 м/с). Пориви бокового вітру можуть призводити до зменшення секундної витрати повітря через компресор, особливо на початковій стадії запуску. Найбільшу небезпеку несе з собою вітер, що направлений назустріч струменю виходячих з двигуна газів. При цьому відбувається розмивання газів і попадання їх у повітрозабирачі двигунів. Для попередження можливості виникнення помпажа запуск двигунів слід проводити при зустрічному направленні повітря. При боковому вітрі необхідно в першу чергу запускати двигун, який знаходиться на повітряному судні з підвітряної сторони;

- відмова агрегатів керування перепусканням повітря із компресора або повертанням лопаток вхідного направляючого апарату та спрямляючих апаратів ступенів. Помпаж виникає у тих випадках, коли несправності агрегатів призводять до припинення перепускання повітря або повертання лопаток на менших частотах обертання верхньої межі або на більших частотах обертання нижньої межі помпажа;

- зміна меж помпажу компресора. Агрегати керування перепусканням повітря та повертанням лопаток регулюється так, щоб клапани або стрічки перепускання повітря закривались, а поворотні лопатки почали змінювати установочні кути на частотах обертання, що перевищують на деяку величину частоти обертання, за яких виникає помпаж у випадку відсутності захисних засобів. Ці частоти обертання називаються верхньою межею помпажа, і у кожного двигуна вони можуть бути різними. Це пояснюється допусками при виготовленні деталей компресора, зносом у процесі експлуатації, зміною зазорів у проточній частині і особливостями роботи двигунів у силовій установці конкретного повітряного судна. При експлуатації газотурбінних двигунів слід враховувати, що з пониженням температури оточуючого повітря частота обертання верхньої межі помпажа зменшується, з підвищенням – збільшується;

- потрапляння сторонніх предметів на вході у двигун, що призводить до різкого зменшення секундної витрати повітря, викликає появу явно вираженого помпажа і в окремих випадках закінчується самовимкненням двигуна;
- робота двигуна на частотах обертання, близьких до верхньої межі помпажа, тобто на частотах обертання нестійкої роботи клапанів або стрічок перепускання повітря. Деякі газотурбінні двигуни працюють з відкритими стрічками або клапанами перепускання повітря на режимах, близьких до робочих. При дроселюванні двигуна існує можливість встановлення такого режиму роботи, за якого клапани або стрічки перепускання внаслідок нестійкої роботи системи керування будуть періодично відкриватись та закриватись. Це призведе до штучної пульсації повітря у компресорі і як наслідок до помпажу. Для попередження такого «штучного» помпажа пілот має точно знати частоти обертання, за яких відбувається спрацьовування захисних засобів, і не допускати роботи двигуна на них;
- підвищений знос лопаток компресора при експлуатації повітряного судна в умовах пилу (курних умовах) (особливо це відноситься до гелікоптерних ГТД) або корозійне зношення при експлуатації у надморському повітрі. Знос робочих лопаток і лопаток спрямляючих апаратів призводить до зміни їх аеродинамічних профілів, порушенню плавності обтікання повітряним потоком і виникненню помпажа. Досвід експлуатації вертолітних газотурбінних двигунів свідчить про те, що ймовірність помпажа у цьому випадку існує у всьому діапазоні частот обертання роторів двигуна. Для попередження цього необхідно вести контроль за станом лопаток (візуальний та інструментальний) і при виявленні зносу лопаток, який перевищує встановлений для даного типу двигуна допуск, двигун необхідно знімати з експлуатації та посилати у ремонт;
- потрапляння літального апарату у турбулентний повітряний потік або спутний струмінь реактивного літака (вертольота), що призводить до викривлення та завихрення повітря, що поступає на вхід двигуна, і виникненню помпажних явищ у компресорі. Особливу небезпеку несуть вихровий слід і струмінь газів

реактивного двигуна, потрапляння в які може викликати самовимкнення двигуна. Попередження відмов двигунів і виникнення помпажних явищ у цьому випадку досягається зустрічним напрямком польоту по відношенню до поривів повітряних мас з наступним виходом з небезпечної зони;

- збільшення кроку повітряного гвинта (несучого гвинта – у гелікоптерів) при невведеному коректорі газу вправо до упору (двигун задросельований), яке призводить до неузгодженості потрібної потужності повітряного гвинта з потужністю двигуна, яку маємо (фактичною). Потрібна потужність гвинта перевищує фактичну потужність двигуна, і частота обертання вільної турбіни зменшується. Це викликає зміну плавності проходження газоповітряного потоку по тракту двигуна, підвищення температури газів і виникнення помпажних явищ у компресорі. Тому на вертольотах, обладнаних автоматичною системою, підтримання постійних частот обертання несучого гвинта і користування коректором газу у польоті (за виключенням особливих випадків) забороняються;

- збільшення кроку повітряного (несучого) гвинта з темпом, що перевищує прийомистість двигуна, яке також приводить до короткочасного зменшення частоти обертання вільної турбіни, збільшення температури газів перед турбіною та за інших несприятливих умов – до помпажа компресора. При експлуатації силової установки пілот повинен знати час прийомистості двигунів і у відповідності до нього обирати темп заваження повітряного (несучого) гвинта.

### 3.4 Ознаки помпажа

Застосовувані конструктивні та експлуатаційні заходи боротьби з помпажем не гарантують невиникнення помпажа, особливо на перехідних режимах роботи двигуна. Причому помпажні явища у двигуні можуть мати прихований характер і не проявляться у значнім змінюванні основних функціональних параметрів, що характеризують роботу двигуна. Своєчасне виявлення помпажу дозволяє об'єктивно оцінити технічний стан двигуна, а виявлення при знаків помпажа у польоті дозволяє екіпажу прийняти вірне рішення по зміні режиму роботи силової установки або вимкненню двигуна.

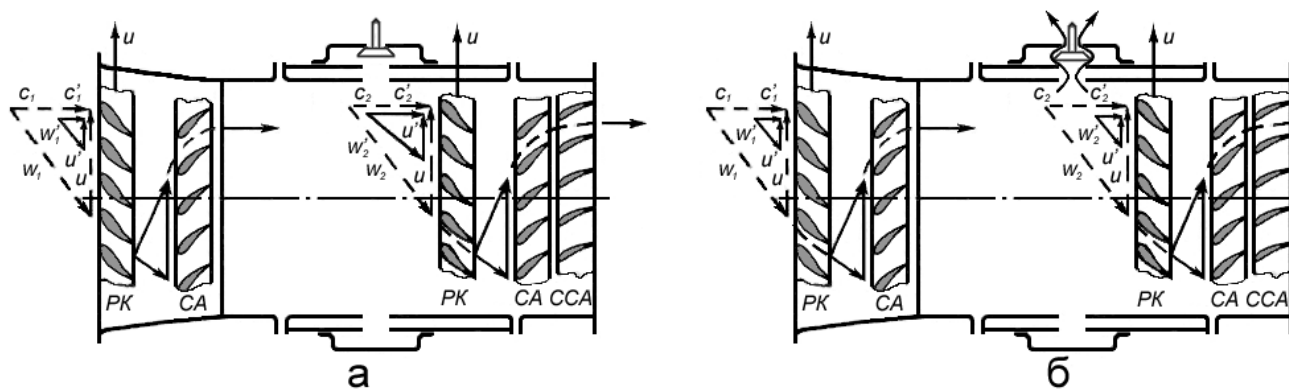
Практика експлуатації ГТД показує, що явний помпаж осьового компресора характеризується наступними основними ознаками:

- зміною тону роботи двигуна. Він стає більш високим, з'являється сторонній шум, який свідчить про нерозрахункову течію повітря у проточній частині компресора. При настанні явного помпажа шум стрімко збільшується і з'являються інтенсивні хлопки і поштовхи від викидання повітря з проточної частини компресора назад у вхідний пристрій;
- коливанням температури газу перед турбіною із тенденцією до її значного збільшення внаслідок імпульсного надходження повітря до камери згоряння;
- підвищеною вібрацією і трусінням конструкції двигуна із-за періодичних коливань тиску, швидкості і секундної витрати повітря у проточній частині;
- значним зниженням потужності турбіни, яке має прояв у зменшенні частоти обертання із-за зменшення секундної витрати повітря і ступеня підвищення тиску у компресорі.
-



### 3.5 Регулювання компресора перепусканням повітря

Як вже зазначалось вище, найбільш простим та надійним способом захисту компресора від помпажу на режимі запуску двигуна є часткове перепускання повітря з перших або середніх ступенів у атмосферу. Фізичний сенс цього способу полягає в тому, що у результаті перепускання повітря зменшується опір проточної частини компресора та збільшується витрата повітря через перші ступені. При цьому зростає значення складової абсолютної швидкості  $C_{1'}$  (рис.3.4) до величини, за якої відносна швидкість буде направлена під розрахунковим кутом до профілю лопатки. Зриву потоку з лопаток не відбувається, і вони працюють стійко.



**Рис.3.4. Схема обтікання лопаток осевого компресора при роботі на нерозрахунковому режимі:**

а – із закритими клапанами перепускання повітря;

б – із відкритими клапанами перепускання повітря

Робота перших ступенів на стійкому режимі забезпечує деяке збільшення ступеня підвищення тиску та ККД. До останніх ступенів надходить більш щільне повітря меншого об'єму, тому осева складова абсолютної швидкості  $C_{2'}$  зменшується і відносна швидкість  $W_{2'}$  буде спрямована під розрахунковим кутом до профілю лопатки. Таким чином, і останні ступені також працюють в умовах, близьких до розрахункових. Отже, перепускання частини повітря з окремих ступенів у атмосферу покращує умови роботи всього компресора, тобто усуває

помпаж, збільшує ступінь підвищення тиску та ККД компресора на нерозрахункових режимах роботи двигуна.

Для проміжного перепускання повітря у корпусі компресора виконано спеціальні отвори, які закриваються кільцевою коробкою з клапанами перепускання або спеціальними металевими стяжними стрічками, керування роботою яких здійснюється автоматично. Перепускання частини повітря з компресора у атмосферу визиває зниження потужності двигуна і збільшення питомої витрати палива ним на режимах перепускання.

Витрата повітря на вході до компресора рівна

$$G_{\text{пов}} = G_{\text{к}} + G_{\text{пер}} \quad [3.13]$$

де  $G_{\text{к}}$  – витрата повітря на виході з компресора,  
 $G_{\text{пер}}$  – витрата перепускного повітря.

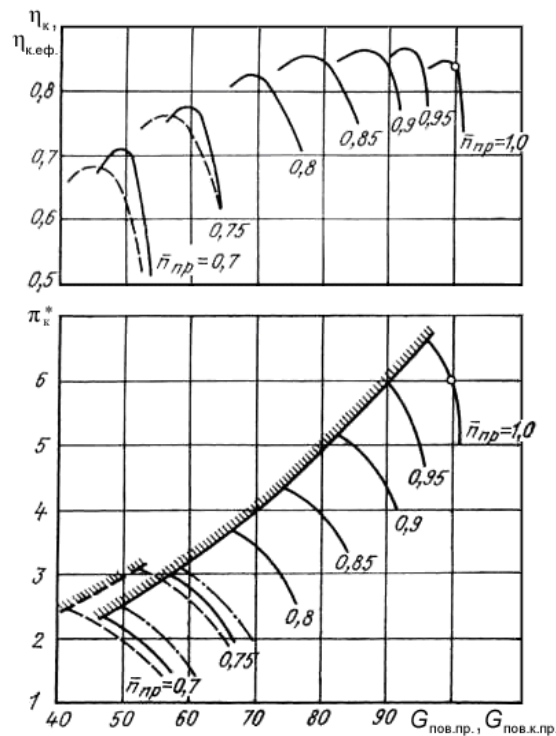
Приведемо витрати повітря до перерізу на вході до компресора, помноживши праву та ліву частини виразу [3.13] на комплекс  $\sqrt{T_{\text{в}}/T_0} p_0/p_{\text{в}}$ . Тоді вираз [3.13] набуде наступного вигляду:  $G_{\text{в.пр}} = G_{\text{в.к.пр}} + G_{\text{в.пер.пр}}$

При закритих вікнах перепускання  $G_{\text{в.к.пр}} = G_{\text{в.пр}}$ . На рис.3.5 показана характеристика компресора з перепусканням повітря на понижених  $\tilde{n}_{\text{пр}}$ , причому вісь абсцис в одному випадку розглядається як шкала  $G_{\text{в.пр}}$ , а в іншому – як шкала  $G_{\text{в.к.пр}}$ . На рисунку видно, що при увімкненні перепускання границя стійкості компресора зсувається в сторону менших значень  $G_{\text{в.пр}}$ . Витрата повітря  $G_{\text{в.пр}}$  через вхідний переріз компресора при відкритті вікон перепускання зростає (штрихпунктирні лінії на рис.3.5), а через вхідний – зменшується (пунктирні лінії, див. Рис.3.5).

Втрати у компресорі з перепусканням повітря оцінюються ефективним ККД, котрий враховує потужність, затрачену на стискання перепускного повітря:

$$\eta_{\text{к.еф}} = G_{\text{к}} L_{\text{кС}} / N_{\text{к}}$$

[3.14]

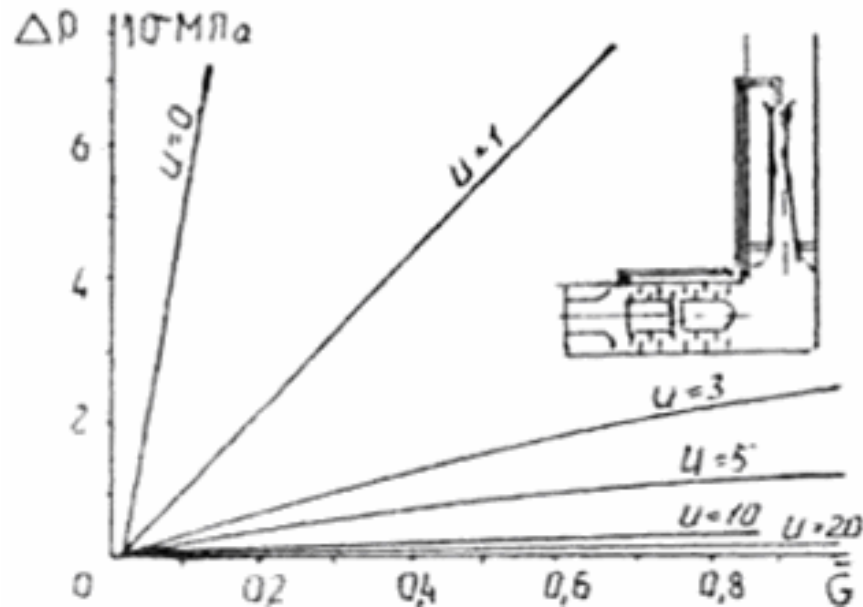


**Рис.3.5.** Характеристика компресора з перепусканням повітря, побудована за  $G_{в.пр}$  (————— без перепускання повітря), за  $G_{в.к.пр}$  (----- з перепусканням) і за  $G_{в.пр}$  (----- з перепусканням)

Так як повітря перепускання не здійснює корисної роботи, то потужність на його стиснення вважається втраченою, і  $\eta_{к.еф}$ , як правило, нижче  $\eta_{к}$  без перепускання, не дивлячись на зменшення профільних втрат у ступенях компресора. Тільки іноді при дуже низьких значеннях  $\bar{n}_{пр}$  відкриття вікон перепускання може привести до деякого зростання ККД компресора. Тому перепускання повітря звичайно використовують на режимах запуску, малого газу та інших неосновних режимах роботи за низьких значень  $\bar{n}_{пр}$ .

Уникнення непродуктивних втрат енергії та зниження ККД на таких режимах при перепусканні повітря або повернення хоча б частини цієї енергії до циклу, істотно підвищить його ефективність, так як кількість перепусканого повітря на цих режимах коливається в широкому діапазоні і складає від 5 до 65% від загальної кількості повітря, що проходить через проточну частину.

Як показали дослідження, таке повернення можливо здійснити, перепускаючи повітря не до атмосфери, а на вхід ГТД через повітряно-інжекторний пристрій, який з мінімальними втратами збереже його енергію. Повітряно-інжекторний пристрій на вході до компресора із повітряними трубопроводами наведено на рис.3.6.



**Рис.3.6. Залежність надлишкового тиску на вході у компресор від витрати повітря ГТД за різних коефіцієнтів інжекції**

Повітряно-інжекторний пристрій в даному випадку стає якби передвключеним ступенем компресора, але без витрат на його приведення, так як використовується викидне повітря. Практично це є наддуванням двигуна оскільки параметри на вході підвищуються, а, отже, і ефективність його роботи.

## ВИСНОВКИ

За результатами, отриманими в процесі виконання дипломної роботи на тему “Турбо-гвинто-вентиляторний газотурбінний двигун з удосконаленим компресором для транспортного літака:

1. Спроектовано двигун для транспортного літака зі злітною масою 156328 кг. Вибрані значення параметрів робочого процесу ( $\pi_{\kappa\Sigma}=24$ ;  $\pi_{\text{кнт}}^*=4,484$ ;  $T_{\text{г}}^*=1575$  К;  $G_{\text{пов}}=29$  кг/с) дозволили одержати двигун з п’ятиступеневим дозвуковим компресором низького тиску, триступеневим вісе-відцентровим компресором високого тиску, кільцевою камерою згоряння з 24 двоконтурними паливними форсунками, одноступеневими турбінами високого тиску та низького тиску та чотиріступеневою турбіною гвинтовентилятора; забезпечити досить високі значення вихідних параметрів двигуна  $C_e=0,21$  кг/(кВт год),  $N_{\text{екв}}=10653$  кВт, що відповідає сучасному стану двигунобудування та забезпечує високі зльотно-посадкові характеристики та збільшення маси комерційного навантаження військово-транспортного літака.

2. За рахунок того, що двигун виконаний за модульною схемою, поліпшується його контролепридатність та взаємозамінність вузлів, а розташування його на пілонах під крилом приводить до простоти заміни, до поліпшенню доступності при технічному обслуговуванні.

3. Приведений у роботі розрахунок на міцність диска турбіни показав, що даний вузел двигуна відповідає вимогам міцності АП-33 (п. 33.14 та п. 33.19).

4. Спроектовані у дипломній роботі системи (паливна, масляна, автоматичного керування, пускова) за технологічністю та контролепридатністю відповідають вимогам АП-33 (п. 33.67(А), п. 33.69, п. 33.71).

5. Розглянуті в науково-дослідній частині актуальні проблеми із забезпечення газодинамічної стійкості роботи компресора дали можливість

створити кращі умови для роботи двигуна, застосувавши замість повітрязабирача кільцевого типу повітрязабирач ковшового типу. Також зменшено втрати потужності двигуна внаслідок перепускання повітря шляхом підведення повітря перепускання не в атмосферу, як це робилось раніше, а на вхід компресора, що створило ефект додаткового ступеня.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Аеродинаміка літальних апаратів: Підручник / Г.Н. Котельников, О.В. Мамлюк, В.І. Сілков, Ю.М. Терещенко; За ред. Ю.М. Терещенка. – К.: Вища освіта, 2002 – 255с.: іл.
2. Ю.М. Терещенко, М.М. Мітрахович. Авіаційні газотурбінні двигуни / Під ред. професора Муравченка Ф.М. – К.: КВІЦ, 2001.
3. Авіаційні газотурбінні двигуни. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: КІ ВПС, 2001. 310 с.
4. Авіаційні матеріали та їх обробка. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: Вища освіта, 2003. 386 с.
5. Конструкція та міцність авіаційних двигунів: Методичні вказівки до виконання РГР "Розрахунок на міцність робочої лопатки турбіни ГТД" і домашнього завдання "Розрахунок на міцність вала турбіни" з використанням ПЕОМ. / М.С. Кулик. Є.М. Карпов, О.Г. Кучер та ін.. К.: НАУ, 2006. 55 с.
6. Кулик М.С., Гвоздецький І.І., Ясиніцький Е.П. Системи автоматичного керування газотурбінних двигунів і газотурбінних установок. – К.: НАУ, 2017.- 364с.
7. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів. Ч.1. ТРДФ. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: НАУ, 2004. 96 с.
8. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів. Ч.2. ТРДФ. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: НАУ, 2004, 128 с.
9. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів. Ч.3. ТРДФ. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: НАУ, 2004. 136 с.
10. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів. Ч.4. ТГВД. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: НАУ, 2004. 132 с.

11. Термогазодинамічний розрахунок компресорів і газотурбінних установок. К.: НАУ, 2005 80 с.
12. Аеродинаміка літальних апаратів. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: Вища освіта, 2002. 286 с.
13. Гай Л.Д., Шпакович М.І. Термодинамічний і газодинамічний розрахунок компресорів та газових турбін: Методичні вказівки до курсового та дипломного проектування за спеціальністю "Газотурбінні установки і компресорні станції". К.: НАУ, 2002. 78 с.
14. Інтеграція силових установок та літальних апаратів. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: НАУ, 2004. 84 с.
15. Конструкція та міцність авіаційних двигунів: Методичні вказівки до курсового проектування. / М.С. Кулик, Є.М. Карпов, С.І. Йовенко та ін. К.: НАУ, 2006. 56 с.
16. Кулик М.С., Моца В.Г., Шпакович М.І. Теорія компресорів і газотурбінних установок. К.: НАУ, 2002. 220 с.
17. Конструкція та міцність авіаційних двигунів. Розрахунок масляної, паливної та пускової систем ГТД: Метод, вказівки до виконання курсових та дипломних проектів. / М.С. Кулик, Є.М. Карпов, С.І. Йовенко та ін. К.: НАУ, 2006. 54 с.
18. Конструкція та міцність авіаційних двигунів: Методичні вказівки, контрольне завдання та завдання на курсовій проект для студентів Інституту заочного та дистанційного навчання. / М.С. Кулик, Є.М. Карпов, О.Г. Кучер та ін. К.: НАУ, 2001. 40 с.
19. Теорія авіаційних газотурбінних двигунів: Підручник. / Під ред. Ю.М. Терещенка. К.: Вища освіта, 2006. 480 с.
20. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. Ю.М. Терещенко. К.: НАУ, 2005. 500 с.