

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

НН ІАТ

Кафедра авіа-та ракетобудування

«До захисту допущено»

В.о. завідувача кафедри
Олександр БОНДАРЕНКО
(підпис) (ініціали, прізвище)

“ ____ ” _____ 2019 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Модифікація силової установки літака АН-26»**

Виконав (ла):
студент (ка) IV курсу, групи
АЛ-91Санду Марко

Керівник:
Кандидат технічних наук, доцент
Бондар Юрій Іванович

Рецензент:
Кандидат технічних наук, доцент
Сердюк Анатолій Анатолійович

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації
немає запозичень із праць інших авторів без
відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2023 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність –134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«__» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту(-ці)

Санду Марку

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Модифікація силової установки літака АН-26**», керівник проєкту Бондар Юрій Іванович, доцент, кандидат технічних наук, затверджені наказом по університету від «__» _____ 2023 р. № _____
2. Термін подання студентом (-кою) проєкту 06 червня 2023 р.

3. Вихідні дані до проєкту:

3.1 Потужність двигуна на взльоті 2800 к.с.

3.2 Тяга двигуна 1650-2000 кг.

3.3 Маса двигуна не більше 600 кг.

3.4 Питома витрата пального на крейсерському режимі 0.2 кг/кгс*год.

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1 Огляд аналогів. Стан проблеми та напрямки їх рішення.

4.2 Визначення основних параметрів двигуна.

4.3 Компоновка двигуна.

4.4 Розрахунок аеродинамічних характеристик Ан-26 з новою СУ.

4.5 Аналіз результатів моделювання.

5. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Огляд аналогів.
5.2 Методика та результати розрахунку.
5.3 Конструкція двигуна.
5.4 Порівняльний аналіз результатів моделювання СУ.

6. Консультанти розділів проєкту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання: 1 лютого 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 01.03.2023 р.	
2.	Огляд стану та перспектив	до 29.03.2023 р.	
3.	Порівняльний аналіз даних двигуна AI-24	до 12.04.2023 р.	
4.	Визначення основних параметрів двигуна.	до 20.04.2023 р.	
5.	Моделювання двигуна	до 30.04.2023 р.	
6.	Вибір параметрів загального компоновання	до 5.05.2023 р.	
7.	Дослідження аеродинамічних характеристик	до 15.05.2023 р.	
8.	Порівняльний аналіз результатів моделювання СУ.	до 21.05.2023 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Відгук керівника ДП	до 03.06.2023 р.	
10.	Перевірка ПЗ на академічну доброчесність (плагіат), рецензування	до 07.06.2023 р.	
11.	Захист дипломного проєкту	із 12.06.2023 р. по 16.06.2023 р.	

Студент _____

Санду М.

Керівник ДП _____

Бондар Ю. І.

П
о
л
е

д
л
я

п
і
д
ш
и
в
а
н

Пояснювальна записка до дипломного проєкту

На тему: «Модифікація силової установки Ан-26»

Київ – 2023 рік

Анотація

Пояснювальна записка до дипломного проєкту «Модифікація силової установки Ан-26» містить XX аркуші тексту, XX ілюстрацію, XX таблиць, та XX використаних джерел.

Мета проєкту – розробка та модифікація силової установки літака Ан-26 з метою покращення його льотно-технічних та аеродинамічних характеристик.

Під час виконання дипломного проєкту було розглянуто особливості повітряно-реактивних двигунів, їх переваги та недоліки, а також особливості літака Ан-26, історію створення та огляд сучасних аналогів цього літального апарата. Сформульовано стан проблеми та напрямок її вирішення. Розглянуто конструкцію силової установки та виконано розрахунок основних його параметрів. Також було здійснено розрахунки льотно-технічних та аеродинамічних характеристик та проведення аналізу результатів моделювання Ан-26 з новою СУ.

В роботі широко використані методи комп'ютерного моделювання в програмі AutoCAD та проведені розрахунки у програмі Excel.

Ключові слова: силова установка, турбогвинтовий двигун, транспортний літак.

Anotation

The explanatory note to the diploma project "Modification of the An-26 power-plant" contains XX pages of text, XX illustrations, XX tables, and XX references.

The aim of the project is to develop and modify the power plant of the AN-26 airplane in order to improve its flight and aerodynamic characteristics.

During the course of the thesis project, the features of jet engines, their advantages and disadvantages, as well as the features of the AN-26 aircraft, the history of its creation and an overview of modern analogues of this aircraft were considered. The state of the problem and the direction of its solution are formulated. The design of the power plant is considered and its main parameters are calculated. Also, the flight and aerodynamic characteristics were calculated and the results of modeling of the AN-26 with the new powerplant were analyzed.

Computer modeling methods in the AutoCAD program and calculations in the Excel program were widely used in the work.

Keywords: power plant, turboprop engine, transport airplane.

Зміст

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів.....	5
Вступ. Актуальність теми та її практичне значення.....	7
1. Огляд аналогів. Стан проблеми та напрямки їх рішення.....	9
1.1 Повітряно-реактивний двигун.....	9
1.2 Загальна характеристика літака АН-26.....	25
1.3. Порівняльний аналіз характеристик АІ-24.....	42
Висновки по розділу.....	50
2. Визначення основних параметрів двигуна	51
2.1 Розрахунок вхідного пристрою.....	51
2.2 Розрахунок компресора.....	62
2.3 Розрахунок камери згоряння.....	70
2.4 Розрахунок газової турбіни.....	76
2.5 Розрахунок вихідного пристрою.....	86
2.6 Розрахунок основних параметрів ТГД.....	93
Висновки по розділу.....	97
3. Розрахунок аеродинамічних характеристик Ан-26 з новою СУ...98	
3.1 Розрахунок коефіцієнта аеродинамічного опору при нульовій підйомній силі.....	101
3.2 Розрахунок похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом Атаки.....	103
3.3. Кут атаки при нульовій підйомній силі літака.....	106
3.4. Максимальний коефіцієнт підйомної сили та критичний кут атаки літака.....	108
3.5. Коефіцієнт відвалу поляри літака.....	109
3.6. Похідна коефіцієнта поздовжнього моменту по куту атаки та положення фокусу літака.....	109
Висновки по розділу.....	112
4. Розрахунок льотно - технічних характеристик Ан-26 з новою СУ....113	
4.1. Визначення розрахункової крейсерської швидкості польоту.....	113

4.2. Визначення статичної стелі польоту.....	113
4.3. Визначення максимальної швидкості польоту.....	113
4.4. Визначення розрахункової дальності польоту.....	114
4.5. Визначення рейсової швидкості польоту.....	115
4.6. Визначення швидкості відриву літака від ЗПС.....	115
4.7. Визначення довжини розбігу.....	115
4.8. Визначення швидкості заходу посадки.....	116
4.9. Визначення довжини пробігу та потрібної посадкової дистанції.....	117
Висновки по розділу.....	117
Висновки.....	118
Список використаної літератури	119
Додатки.....	121

Перелік умовних позначень, скорочень і термінів

Силова установка	СУ
Льотно-технічні характеристики	ЛТХ
Злітно-посадкова смуга	ЗПС
Горизонтальне оперення	ГО
Вертикальне оперення	ВО
Повітряно-реактивний двигун	ПРД
Турбореактивний двигун	ТРД
Турбореактивний двоконтурний двигун	ТРДД
Турбореактивний двигун з форсажною камерою	ТРДФ
Турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою	ТРДДФ
Турбогвинтовий двигун	ТГД
Пульсуючий повітряно-реактивний двигун	ПуПРД
Прямоточний повітряно-реактивний двигун	ППРД
Літальний апарат	ЛА
Коефіцієнт корисної дії	ККД
Від'ємна частина крила	ВЧК
Середня частина крила	СЧК
Коренева хорда, м	b_0
Кінцева хорда, м	b_k
Стріловидність по передній кромці, град	χ
Розмах, м	L
Площа, м ²	S
Видовження	λ
Звуження	η
Відносна товщина профілю	C
Відносна кривизна профілю	–

	f
Положення максимальної кривизни профілю	x
Кут установки крила, град	ϕ
Відношення напівпериметра контура в плані до розмаху	p
Відстань від носка бортової нервюри до носка фюзеляжа, м	$x_{кр}$
Відстань від крила до осі фюзеляжа, м	H
Еквівалентний діаметр	d
Число Маха	M
Швидкість	V
Навантаження на крило в крейсерському польоті	p_n

Вступ

Актуальність теми та її практичне значення

Пройшло вже кілька століть від початку створення першого реактивного двигуна. Протягом цього часу людство змогло зробити та виготовити величезну кількість двигунів, а ще більшу так і не вийшло реалізувати.

Реактивні двигуни можна розділити на ракетні та на повітряно-реактивні. Перші можна назвати ключовим компонентом до ракетної технології та використовуються для створення тяги, яка необхідна для руху самої ракети у космосі або на у земній атмосфері на великих швидкостях. Вони відрізняються від традиційних авіадвигунів, бо не потребують доступу до зовнішнього середовища для постачання окислювача, так як вже мають вбудований окислювач у своїх паливних компонентах. Робота ракетних двигунів базується на законі дії та протидії, відомому як принцип Д'Аламбера (в будь який момент часу для рухомої точки, сума активних сил, реакцій зв'язків та сил інерції дорівнює нулю). Протилежну реактивну тягу створює викидання газових струменів з сопла, за рахунок чого створюється рух тіла в просторі. Повітряно-реактивний двигун (ПРД) це такий тип двигуна, що використовується в літаках, вертольотах та інших літальних апаратах для створення тяги. Як і ракетний двигун, він базується на принципі Д'Аламбера. Процес роботи ПРД можна розглядати у чотирьох основних етапах: збір та стискання повітря, згоряння палива, вивід гарячих газів та створення реактивної тяги.

Збір повітря здійснюється із зовнішнього середовища, через повітрозбірник воно потрапляє у двигун. Потім проходить через компресор. Сам компресор складається з ротора та статора, за допомогою яких забезпечуються стискання повітря та підвищення його тиску. Вже стиснуте повітря направляється до камери згоряння. У камері згоряння паливо, яке

може бути рідким або газоподібним, змішується зі стиснутим повітрям. Після змішування створюється паливно-повітряна суміш, яка займається при запалюванні. Під час цього процесу виділяється велика кількість енергії та підвищується температура газів. Після згоряння паливно-повітряної суміші утворюються гарячі гази, які проходять через турбіну. Вони проводять в рух ротор турбіни, який у свою чергу приводить в рух компресор. Енергія гарячих газів перетворюється в механічну енергію, яка забезпечує роботу компресора та рух деталей двигуна. Реактивна тяга створюється після того як гарячі гази пройшли через турбіну та вже виходять через сопло. Під час виходу через сопло гарячі гази розширюються та прискорюються, створюючи цим потужний струмінь газів, який спрямований у протилежному напрямку до руху. Цей струмінь газів створює реактивну тягу, яка витісняється у протилежному напрямку чим і створює рух літального апарата.

Повітряно-реактивні двигуни мають свої переваги та недоліки, які варто використовувати при їх використанні. Серед переваг повітряно-реактивних двигунів є: висока тяга, великий діапазон швидкостей та висока продуктивність; а серед недоліків: велике споживання палива, висока температура вихлопних газів, високий рівень шуму та потреба в регулярному обслуговуванні. Звісно двигун Ан-26, АІ-24 теж має подібні недоліки як турбогвинтовий двигун, який є один з варіантів повітряно-реактивного двигуна. Модифікація цього двигуна, що є темою цього дипломного проекту, може бути прикладом для здійснення таких же модифікацій і для інших силових установок для літаків такого ж класу як Ан-26.

1. Огляд аналогів. Стан проблеми та напрямки їх рішення

Тема дипломного проекту передбачає розрахунок двигуна, що є частиною вантажного транспортного літака Ан-26, буде здійснений порівняльний аналіз цього двигуна з іншими, які використовують на літаках такого ж, а ще схожого класу з Ан-26 Станом на сьогодні на цьому літаку використовують АІ-24, одновальний турбогвинтовий авіаційний двигун, який розроблений ще у 1960-х роках. М'яко кажучи цей двигун вже застарів. Для вирішення питання буде розглянуто особливості конструкції та будови всіх повітряно-реактивних двигунів та опираючись на їх характеристики вибрати оптимальний варіант.

1.1 Повітряно-реактивний двигун

Повітряно-реактивні двигуни в якості робочого тіла використовують повітря, яке беруть з навколишнього середовища. Для забору повітря ПРД має повітрязабірник, ще реактивне сопло для його випуску, чим і створюється корисна тяга.

Турбореактивний двигун окрім повітрязабірника та вихідного сопла має ще компресор, камеру згорання та турбіну. Повітря через повітрязабірник потрапляє до компресора, де стискається і потім надходить до камери згорання. В камері згорання вприскується паливо внаслідок чого створюється повітряно-паливна суміш яка в процесі займається, в результаті чого створюються стиснуті гарячі гази, які приводять в рух турбіну, частину своєї енергії віддаючи їй. Далі газ струменем вилітає з реактивного сопла зі швидкістю більшою за швидкість набігаючого потоку, що створює таку собі силу реакції на сам двигун.

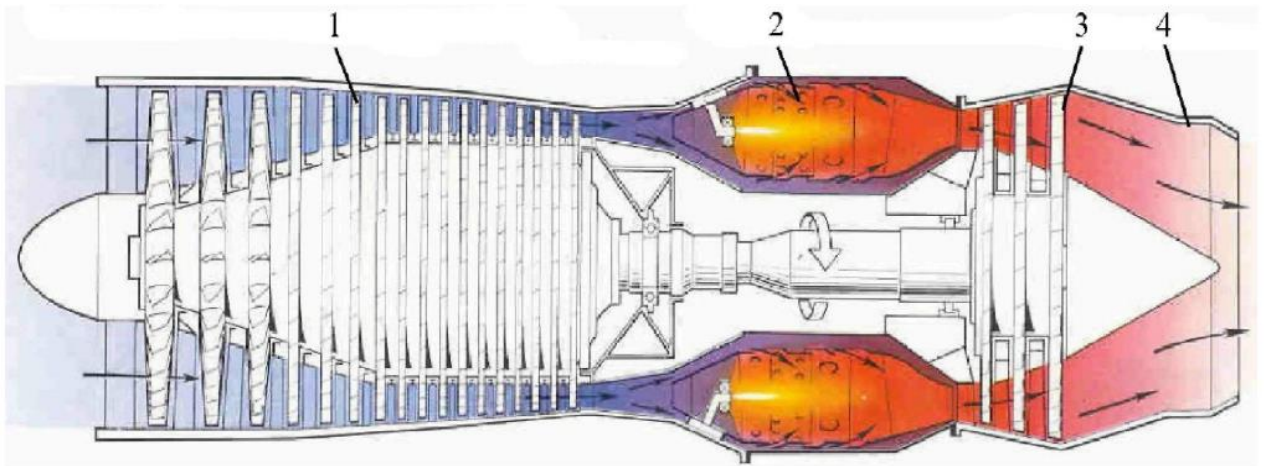


Рис. 1 Конструктивна схема турбореактивного двигуна (ТРД)

1 – компресор; 2 – камера згорання; 3 – турбіна; 4 – реактивне сопло;

ТРД не може похвалитися високим ККД при відносно малих швидкостях польоту. При швидкостях більших за швидкість звуку температура газів, що виходять з компресора у камеру згорання стає дуже великою, що може призвести до складнощів у нагріві газу в камері згорання. Через це турбореактивні двигуни ефективно використовувати на швидкості польоту, яка не перевищує швидкість звуку в 3 рази.

Основні переваги турбореактивних двигунів:

1. Висока швидкість: турбореактивні двигуни дозволяють літакам рухатися з високою швидкістю, що є особливо важливим для комерційної та військової авіації;
2. Велика тяга: ці двигуни здатні генерувати велику тягу, яка дозволяє літаку підніматися у повітря та підтримувати політ;
3. Швидка реакція: ТРД швидко реагують на зміну потужності, що дозволяє пілотам керувати літаком більш точно.

Серед недоліків ТРД є:

1. Висока затрата палива: ці двигуни славляться своїм високим споживанням палива, що є фінансово не ефективним і має негативний вплив на довкілля через викиди вуглекислого газу;

2. Великі габарити і маса: ці двигуни мають значні габарити та вагу, що обмежує їх використання у певних літальних апаратах, наприклад у дронах та легких літаках;
3. Високий рівень шуму: робота ТРД супроводжується високим рівнем гучності, що створює дискомфорт для пасажирів;
4. Залежність від швидкості: турбореактивні двигуни є менш ефективними на малих швидкостях, також на швидкостях які більш ніж у три рази більші за швидкість звуку.



Рис. 2 МіГ-15, літак з турбореактивним двигуном РД-9

Турбореактивний двоконтурний двигун виділяється тим, що має внутрішній та зовнішній контур. Повітря, що входить в двигун через повітрозбірник спочатку потрапляє у компресор низького тиску та розподіляється по цим двом контурам. Конструктивно внутрішній контур ідентичний до звичайного ТРД. Також цей двигун має турбіну низького тиску, яка знаходиться за турбіною високого тиску. Перша розкручує компресор низького тиску.

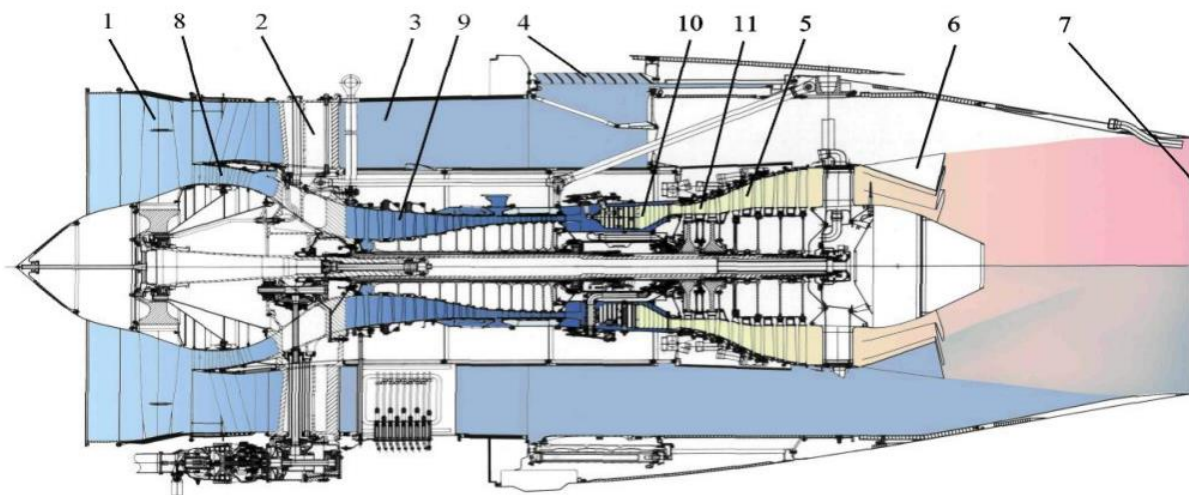


Рис. 3 Конструктивна схема ТРДД (ПС-90А)

1 – вентилятор; 2 – розділовий корпус; 3 – канал зовнішнього контуру; 4 – реверс тяги; 5 – турбіна вентилятора; 6 – змішувач; 7 – загальне сопло; 8 – підпірні ступені на валу вентилятора; 9 – компресор; 10 – камера згоряння; 11 – турбіна високого тиску.

Серед переваг ТРДД є менша питома витрата палива у порівнянні з ТРД на дозвукових швидкостях польоту і ТГД на біля звукових швидкостях. Ще ТРДД має значно менший шкідливий вплив на навколишнє середовище і планер літака (зниження рівня шуму на місцевості та в салоні літака, зниження емісії шкідливих речовин і диму на одиницю тяги. Також ТРДД має можливість форсування двигуна по тязі шляхом збільшення ступеня двоконтурності. Недоліки ТРДД полягають у тому, що його конструкція є більш складною ніж у інших турбореактивних двигунів, а ще важчою, також потрібно відмітити що виробництво та підтримка цих двигунів є досить вартісним, що звісно впливає на загальну вартість літака. Турбореактивні двоконтурні двигуни вимагають спеціального обслуговування та технічної експертизи, у них є більше компонентів, що потребують періодичного обслуговування, що збільшує час та затрати на технічне обслуговування



Рис. 4 Boeing 777, літак з ТРДД GE90

ТРДДФ має принципову можливість освоєння великих надзвукових швидкостей польоту (до $M=4$) без кардинальних конструктивних змін. При цьому, починаючи з $M>3$, газотурбінна частина двигуна вимикається, а двигун з працюючою форсажною камерою (ФК) переходить на прямоточний режим. Одним з важливих параметрів двоконтурних двигунів є ступінь двоконтурності. Це відношення масових витрат повітря в зовнішньому контурі до витрат повітря через внутрішній контур. Серед недоліків ТРДД є більші розміри та маса порівняно з одно контурними двигунами, а також більша складність конструкції і обслуговування. Оскільки зі збільшенням швидкості ефективність двигунів падає було знайдено рішення у вигляді забезпечення ТРД та ТРДД форсажною камерою. Тобто утворилося два нових види двигунів: турбореактивний двигун з форсажною камерою (ТРДФ) та турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою (ТРДДФ). Вони працюють таким чином що у форсажній камері доспалюється пальне в газах які вже пройшли через

турбіну.

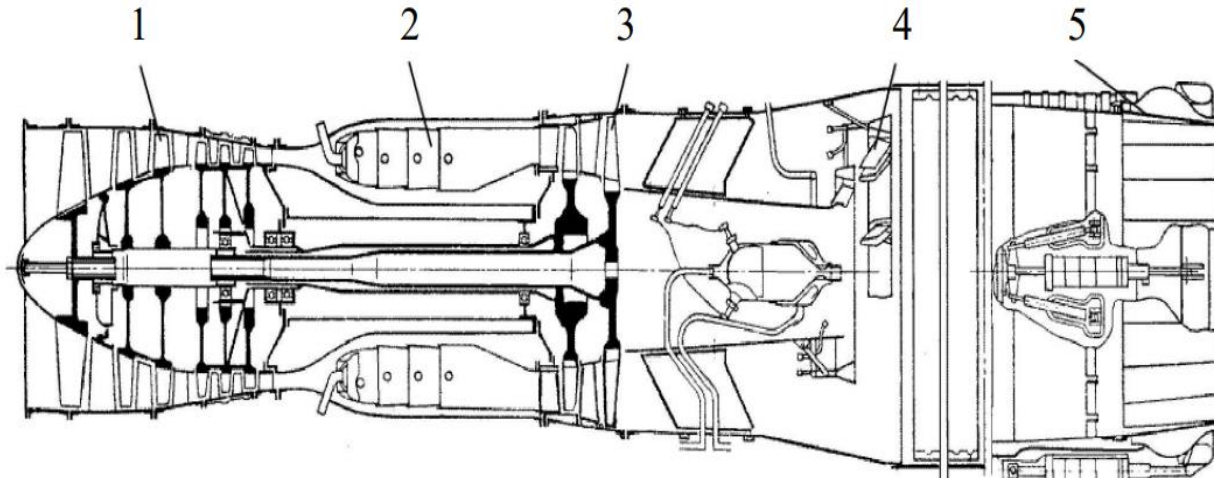


Рис. 5 ТРДФ

1 – компресор; 2 – камера згоряння; 3 – турбіна; 4 – форсажна камера; 5 – регульоване реактивне сопло.



Рис. 6 Су-27, літак з ТРДДФ

Турбогвинтовий двигун це той же повітряно-реактивний двигун у якого окрім компресора, камери згоряння, турбіни та сопла є ще гвинт з редуктором. В турбогвинтовому двигуні гвинт обертається за рахунок обертання турбіни яку натомість обертають гарячі гази. Лише до 10% загальної тяги ТГД формується завдяки енергії, яка не була витрачена на обертання турбіни. Замість того щоб приводити в дію компресор та турбіну, ця енергія виходить

через сопло і створює реактивну тягу.

Переваги турбогвинтових двигунів:

1. Велика тяга: ТГД здатні генерувати значну тягу внаслідок чого літак може швидше підніматися з землі під час зльоту, а ще швидше набирати швидкість;
 2. Високий ККД: це означає, що ТГД ефективно використовують паливо під час генерації тяги;
 3. Низький шум: ТГД мають меншу шумову емісію, якщо порівнювати їх з іншими типами двигунів, що робить їх більш комфортним для пасажирів та навколишнього середовища;
 4. Більша ефективність на низьких швидкостях: вони можуть ефективно працювати на не великих швидкостях, через що вони є ідеальними для зльотів та посадок, а ще для маневрування при невеликих швидкостях.
 5. Надійність: ці двигуни відзначаються своєю надійністю та довговічністю, що є важливим для безпеки та експлуатаційних вимог;
- Економічність ТГД обумовлена високою ефективністю гвинта, як рушія, що створює тягове зусилля за рахунок великої витрати повітря при його незначному прискоренні, а значить малих витратах енергії.



Рис. 7 Ан-32п, літак з ТГД (AI-20)

Основні недоліки турбогвинтових двигунів:

1. Нижча швидкість: через наявність пропелера (він має обмежену швидкість обертання) турбогвинтовий двигуна має обмеження по швидкості порівняно з іншими турбореактивними двигунами;
2. Нижча ефективність на великих висотах: оскільки зі збільшенням висоти зменшується щільність повітря, тобто зменшується ефективність пропелера, внаслідок чого ці двигуни не такі ефективні на великих висотах порівняно з іншими турбореактивними двигунами;
3. Вищий рівень шуму: через обертання пропелера, утворюються шумові хвилі, що збільшують рівень шуму. Все ж можна використовувати звукоізолюючі матеріали та конструкції для зменшення рівня шуму, проте вони все ж можуть бути більш шумними за інші ТРД;
4. Складніша конструкція та обслуговування: ТГД мають більш складну конструктивну схему, оскільки вони містять як турбіну так і пропелер.

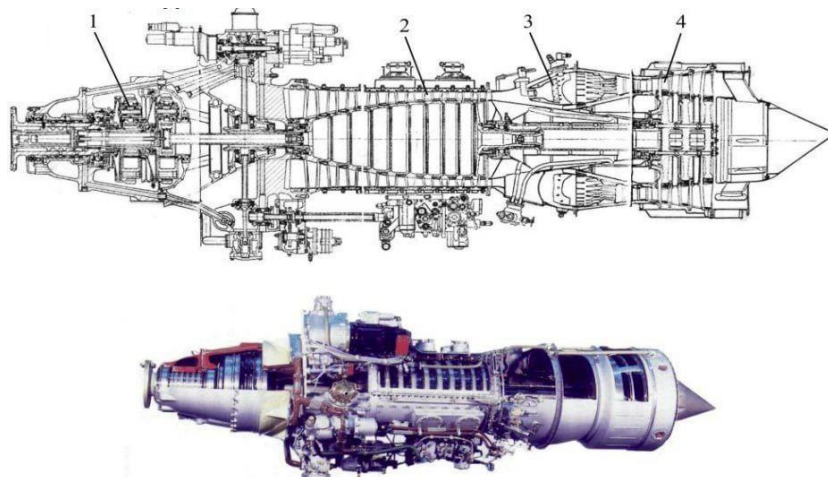


Рис. 8 Конструктивна схема і загальний вид одновального ТГД (AI-20)

1 – редуктор; 2 – компресор; 3 – камера згоряння; 4 – турбіна

Турбогвинтовентиляторний двигун це щось середнє між турбогвинтовим та турбовентиляторним двигунами. Цей двигун складається з зовнішнього та внутрішнього контуру, а ще основною особливістю є наявність великого вентилятора на передньому кінці двигуна, який має великий діаметр та працює як тяговий відсмоктувач повітря. В першу чергу цей вентилятор виконує роль першої ступені для підйому тиску, а ще забезпечує подачу

великої кількості повітря в обхідну ділянку двигуна, що покращує тягові властивості.

Переваги ТГВД:

1. Висока тяга;
2. Велика потужність: через те що ТГВД можуть продукувати велику потужність це робить їх популярними для використання на великих пасажирських та вантажних літаках;
3. Висока ефективність тяги;
4. Низький рівень шуму;
5. Здатність до ефективної роботи на низьких швидкостях.

Завдяки цим перевагам турбогвинтовентиляторні літаки є привабливими для використання в пасажирській та вантажній авіації, де важливі якість польоту, економічність та комфорт пасажирів. Недоліки ТГВД такі ж як у ТГД, а саме: обмеження по швидкості, нижча ефективність на більших висотах, велика вага, складність конструкції та великий рівень шуму.



Рис. 9 Ан-70, літак з ТГВД



Рис. 10 Двохрядний гвинтовентилятор

Пульсуючий повітряно-реактивний двигун це тип повітряно-реактивного двигуна основна особливість якого полягає у відсутності компресора та у тому що згоряння палива відбувається послідовними спалахи, які відбуваються один за одним.

Взагалі конструктивна схема включає камеру згоряння, повітрязабірник та довге вихідне сопло. Не складність конструкції, не висока вартість є перевагами ПуПРД, однак є недоліки такі як: висока витрата палива, обмеженість по швидкості та підвищений рівень шуму. ПуПРД переважно використовується там де потрібен недорогий двигун на одноразове використання.

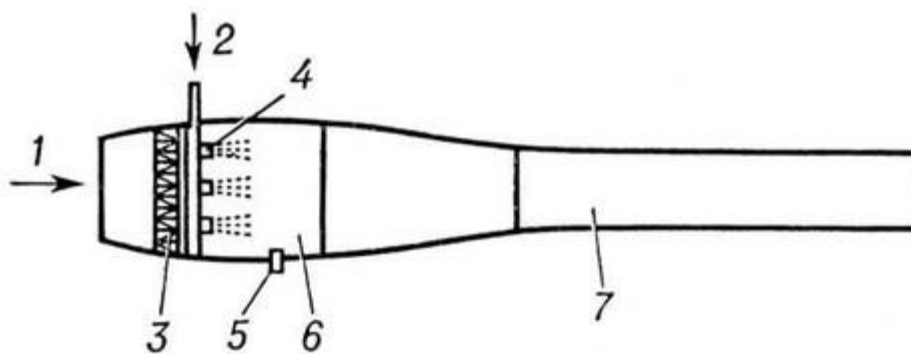


Рис. 11 Схема конструкції ПуПРД

1 – повітря; 2 – дифузор; 3 – клапанні ґрати; 4 – форсунки; 5 – свічка; 6 – камера згоряння;
7 – вихідне сопло.

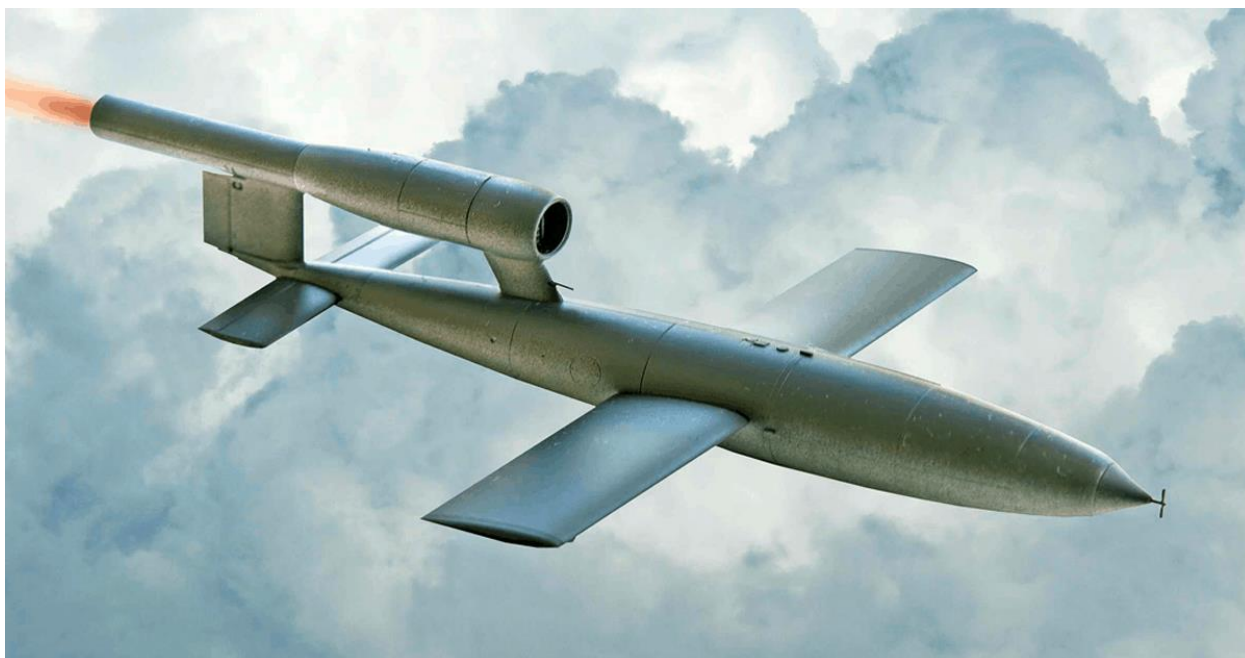


Рис. 12 Фау-1, крилата ракета з ПуПРД

Турбовентиляторний двигун тип турбореактивного двигуна який має вентилятор на передній частині двигуна. Цей вентилятор виглядає як великий крилоподібний ротор з численними лопатями, сходий до пропелера або гвинта з великим діаметром і широкими лопатями. Основна функція вентилятора полягає в забезпеченні потоку повітря через двигун. Його використовуються щоб створити велику кількість об'єму вхідного повітря. Це допомагає створити більшу тягу т азабезпечити більшу ефективність двигуна.

Серед переваг ТВД:

1. Велика тяга;
2. Ефективність споживання палива: ТВД порівняно з іншими ТРД споживають меншу кількість палива, що дозволяє знизити витрати пального та збільшити економічність в польоті;
3. Висока надійність: ТВД мають меншу кількість рухомих частин порівняно з іншими двигунами, що зменшує ризик виникнення поломок та збільшує загальний термін служби;
4. Варіативність налаштування тяги: ці двигуни мають можливість налаштування режиму тяги в залежності від потреби, це дозволяє покращити ефективність тяги в різних фазах польоту.

Недоліки ТВД:

1. Більша маса та розміри: зазвичай ці двигуни великі та масивні, через наявність великого вентилятора. Це може призвести до збільшення маси літального апарата;
2. Вища вартість: розробка, виготовлення та обслуговування ТВД є складним процесом. Вони вимагають високої технологічності та використання спеціальних матеріалів, що призводить до високих втрат;
3. Складність конструкції: через складну конструкцію підвищується складність обслуговування ремонту і технічного обслуговування;
4. Високий рівень шуму: вони можуть бути досить шумними через великі вентилятори, що може створювати проблеми з шумовим забрудненням та впливати на комфорт пасажирів;
5. Вразливість до засмічення: великі вентилятори можуть бути вразливими до засмічення об'єктами, такими як птахи чи інші великі предмети що може призвести до пошкоджень або до втрати ефективності всього двигуна.

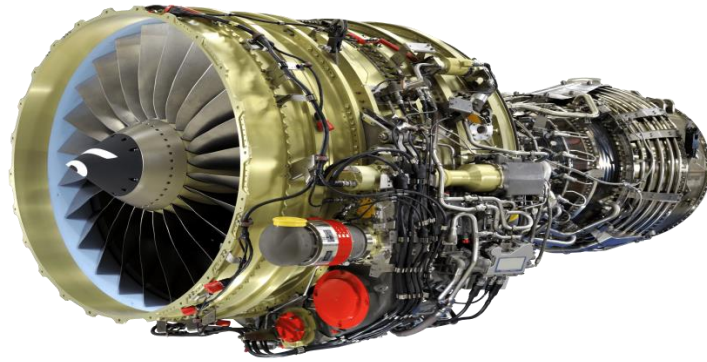


Рис. 14 ТВД CFM International CFM56



Рис. 15 Boeing 737, літак з ТВД CFM International CFM56

Прямоточний повітряно-реактивний двигун це найпростіший в класі ПРД за конструкцією. В самому двигуні є камера згорання, в середину якої паливо потрапляє з паливних форсунок, а повітря з дифузора. Камера згорання закінчується входом в сопло, яке звужується-розширюється. Потрібне для роботи пристрою підвищення тиску утворюється шляхом торможення зустрічного повітряного оптоку. Робочий процес у прямоточному двигуну можна описати таким чином, у вхідній пристрій зі швидкістю польоту потрапляє повітря чия внутрішня енергія перетворюється у внутрішню, тиск і температура повітря підвищуються. На вході в камеру згорання та по всій довжині проточної частини спостерігається максимальний тиск. Нагрівання стиснутого повітря в камері згорання відбувається шляхом окиснення повітря

що подається з навколишнього середовища, при тому внутрішня енергія робочого тіла збільшується. Потім потік звужується в соплі, робоче тіло досягає швидкості звуку, а знову при з розширенні – надзвукової. За рахунок цього, робоче тіло рухається зі швидкістю, яка перевищує швидкість зустрічного потоку, всередині створюється реактивна тяга. ППРД не працюють на малих швидкостях польоту. Літальний апарат з таким двигуном потребує установки допоміжних приводів, в ролі яких може виступати твердопаливний ракетний прискорювач чи літак-носій, з якого відбувається запуск літального апарата з ППРД. Через неефективність прямоточних повітряно-реактивних двигунів їх майже неможливо використовувати на пілотованих літаках. Такі двигуни найкраще використовувати на безпілотних літальних апаратах та на ракетах, завдяки надійності, простоті та дешевизні. Їх також можна використовувати на повітряних мішенях[1].

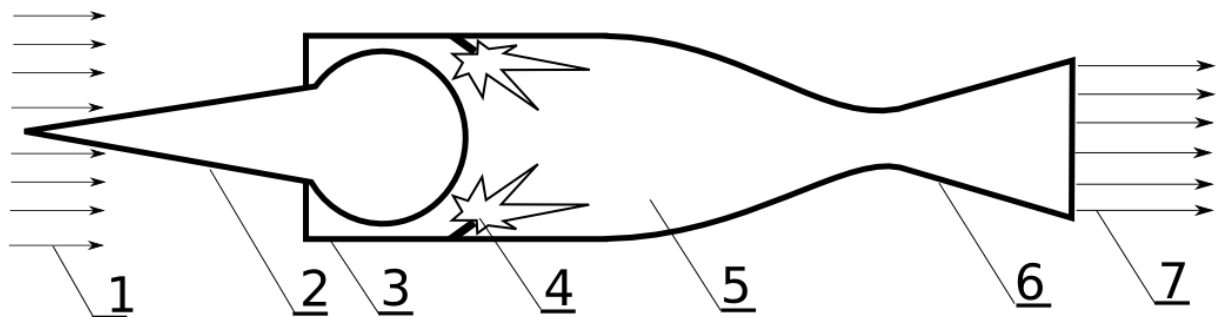


Рис. 16 Схема ППРД на рідкому паливі

1 – зустрічний потік повітря; 2 – центральне тіло; 3 – вхідний пристрій; 4 – паливні форсунки; 5 – камера згоряння; 6 – сопло; 7 – реактивний струмінь.

Переваги ППРД:

1. Висока тяга: прямоточні реактивні двигуни здатні генерувати велику тягу, що дозволяє повітряним суднам розвивати великі швидкості і підніматися на великі висоти.

2. Простота конструкції: прямоточні реактивні двигуни мають просту конструкцію, що полегшує їх виготовлення, обслуговування і ремонт. Це робить їх економічно вигідними для виробників і операторів повітряних суден.
3. Менша маса: ПРД зазвичай мають меншу масу порівняно з іншими типами двигунів, що дозволяє зменшити загальну масу повітряного судна і покращити його показники продуктивності.

Недоліки ППРД:

1. Мала ефективність паливного споживання: прямоточні реактивні двигуни не є найефективнішими з точки зору споживання палива. Частина енергії, що міститься в гарячих газах, виходить разом з вихідним струменем і не використовується для приводу інших систем двигуна.
2. Високий рівень шуму: робота прямоточних реактивних двигунів супроводжується значним рівнем шуму, особливо під час зльоту і посадки літака. Це створює дискомфорт для екіпажу, пасажирів і негативно впливати на навколишнє середовище.
3. Обмежена ефективність на великих висотах: Прямоточні реактивні двигуни можуть втрачати ефективність на великих висотах, де розріджене повітря знижує тиск впливу на компресор і знижує продуктивність двигуна.
4. Великі теплові навантаження: Робота прямоточних реактивних двигунів супроводжується високими температурами гарячих газів, що вимагає використання спеціальних матеріалів і систем охолодження, щоб уникнути пошкоджень та перегріву.



Рис. 17 SR-71, літак з ППРД

Висновок по розділу

Повітряно-реактивних двигунів є буквально на будь який смак, залежно від того які задачі потрібно виконувати літальному апарату, від того щоб перевозити пасажирів від одного континенту на інший до повітряних мішеней. Є такі як ППРД та ПуПРД, які найкраще використовувати на літальних апаратах, так би мовити на один раз, а є ті які відмічаються своєю надійністю та довговічністю, про ТВД та ТГД. Від тих які дозволяють розвивати літаку величезні швидкості до тих, які накладають на нього обмеження по тій самій швидкості. Оскільки темою цього проекту є модифікація силової установки АН-26, а це є транспортний літак, ми ще маємо розглянути, які саме двигуни використовують на літаках цього класу,

для того щоб зрозуміти повністю які переваги та недоліки є найбільш впливовими при виборі силової установки для літаків цього класу.

1.2 ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ЛІТАКА АН-26.

1.2.1 Історія створення.

Розробка тактичного військово-транспортного літака Ан-26 почалася в ОКБ-473 О.К. Антонова в ініціативному порядку у 1964 році. Проектуванням літака керував заступник головного конструктора В. А. Гарвардт. Він є подальшим розвитком транспортного літака Ан-24Т.

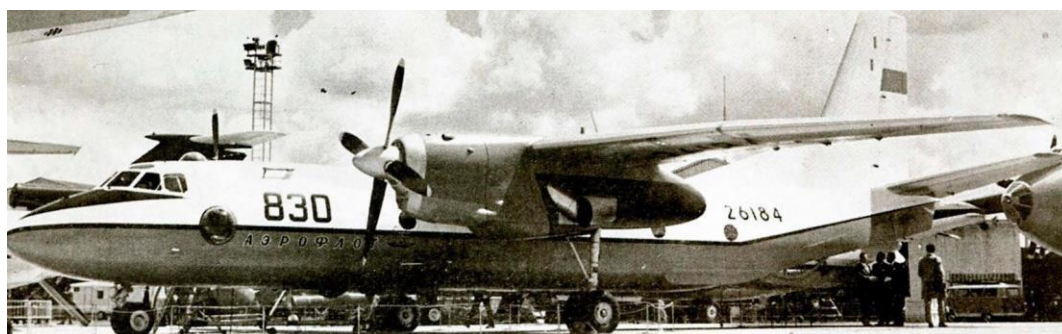


Рисунок 18

Другий дослідний зразок Ан-26 на авіасалоні Ле-Бурже, 1969 рік (Рисунок - 1). Прототипи Ан-26 мали трьохзначні бортові номери. Нижні поверхні фюзеляжу, крила й горизонтального оперення мали сірий колір. На Київському авіазаводі (в 1967 році завод №473 перейменували в Київський авіаційний завод) побудовано три дослідних зразка Ан-26: два льотних прототипи (02-01 та 02-02) й один для статичних випробувань на міцність (01-01). Ан-26 відрізняється від Ан-24Т, передусім, збільшеною злітною масою й великим хвостовим вантажним люком з рампою що опускається (Рампа забезпечувала герметичне закриття люка, служила трапом при навантаженні самохідної техніки, могла рухатися під фюзеляж, дозволяючи вести навантаження з кузова вантажівки або скидати вантажі в

повітрі. Конструкція рампи була розроблена для середнього транспортного літака Ан-40, проект якого розроблявся в КБ у цей час, і захищена патентами в 8 країнах).

Ан-26 серійно будувався Київським авіаційним заводом. Викатка першої серійної машини (03-01) відбулась 29 серпня 1969 року, перший політ літак виконав в вересні того ж року. Повномасштабне виробництво Ан-26 розгорнуто в 1970 році. В 1969-1986 роках в Києві побудовано 1398 Ан-26 всіх модифікацій; 420 з них поставлені на експорт. Серійні військово-транспортні машини букв в позначенні не мали, хоча літаки перших серій, не мали можливості виконувати десантування людей та вантажів в повітрі, з часом почали позначати Ан-26А, який використовувався тільки як транспортний літак, десантування він міг виконувати тільки посадковим способом. Більшість побудованих Ан-26 здатні виконувати десантування людей і вантажів з парашутом.

Цивільний варіант Ан-26 оптимізований для перевезення вантажних контейнерів, з 1981 року побудовано 116 літаків.



Рисунок 19

Навчально-штурманський літак (Рисунок - 1.2), побудовано 36 машин. Зовнішньо відрізняється від Ан-26 випуклими блістерами, які встановлені замість звичайних ілюмінаторів і другим комплектом антен

радіонавігаційної системи в кілі. В вантажній кабіні обладнані навчальні місця для курсантів- штурманів. Літак пристосований для виконання практичного бомбометання на полігонах.

Також існує багато інших модифікацій Ан-26, не представлених в даному Проекті.

1.2.2 Основні ЛТХ

Ан-26 - це двомоторний високоплан з одним кілем. Крило пряме в кореневій частині, трапецієвидне ближче до закінцівки. Під крилом встановлено два турбогвинтові двигуни потужністю по 2820 кінських сил. У середині крила розміщуються паливні баки.

На Рисунку - 1.3 показаний загальний вид літака Ан-26 в трьох проекціях.

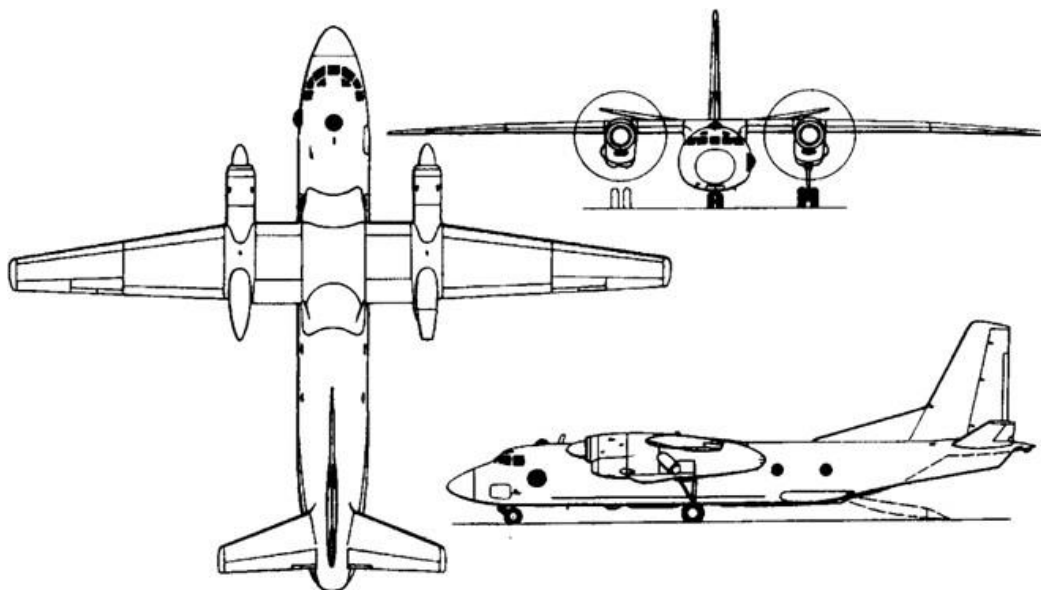


Рисунок 20

Основні характеристики літака Ан-26 цілком відповідали вимогам військових замовників як радянських, так і іноземних.

У число його переваг, зокрема, увійшли:

1. Простота технічного обслуговування.

2. Можливість експлуатації на ґрунтових аеродромах. Характеристики Ан 26 дозволяють йому злітати і сідати навіть в умовах «розкисшого» від дощів покриття.
3. Зручність завантаження і розвантаження літака.
4. Простота пілотування - машиною можуть управляти льотчики середньої кваліфікації.
5. Можливість застосування для повітряного десантування військ.
6. Наявність численних спеціальних модифікацій.
7. Живучість конструкції - були випадки, коли Ан-26 вдавалося зробити успішну посадку після попадання в нього ворожих ракет.

Основні льотно-технічні характеристики літака Ан-26 представлені в таблиці нижче

Таблиця 1

Характеристика	Значення
Розмах крила, м	29,2
Довжина крила, м	23,8
Висота літака, м	8,575
Маса пустого літака, кг	15850
Нормальна злітна маса, кг	23000
Максимальна злітна маса, кг	24000
Паливо, кг	7080
Тип двигуна	2 × ТГД АІ-24ВТ
Максимальна швидкість, км/ч	540
Крейсерська швидкість, км/ч	435
Практична дальність, км	1100

Перегоночна дальність, км	2660
Стеля, м	7300
Вантажопідйомність, кг	5500
Вміщує пасажирів	38 чол.

1.2.3 Експлуатація ЛА

Основним недоліком Ан-26 є його «старість». Значна частина парку цих літаків давно вже відпрацювала свій ресурс. Пасажирські варіанти і зовсім представляють собою, по суті, «вимушену імпровізацію», не забезпечуючи необхідного рівня комфорту - в салоні навіть немає багажних полиць.

На теперішній час в Україні експлуатуються 53 літака Ан-26 та його модифікацій, в тому числі 24 екземпляри в цивільній авіації та 29 екземплярів у державній авіації. Найстарший з них літак з сер. № 12-02 1972 року випуску – 49 років, наймолодший – літак з сер. № 142-05 1985 року випуску – 36 років.

Технічне обслуговування літаків, в тому числі Ан-26, виконується експлуатантом повітряного судна (ПС) згідно з документацією з технічної експлуатації.

На більшості літаків Ан-26 цивільної авіації технічне обслуговування виконується згідно з Регламентом технічного обслуговування літаків Ан-24, Ан-26 з періодичністю базової форми через 500 ± 50 льотних годин.

1.2.4 Конструктивно-силовий аналіз конструкції й основних агрегатів літака Ан-26.

1.2.4 А) Конструктивно-силова схема крила.

Крило – великого подовження, трапецевидної форми в плані. Зовнішні обводи крила сформовані по перерізам набором профілів різної товщини, що забезпечують до $M=0,7$ добрі несущі характеристики крила при незначному лобовому опорі, добру поперечну стійкість й керованість

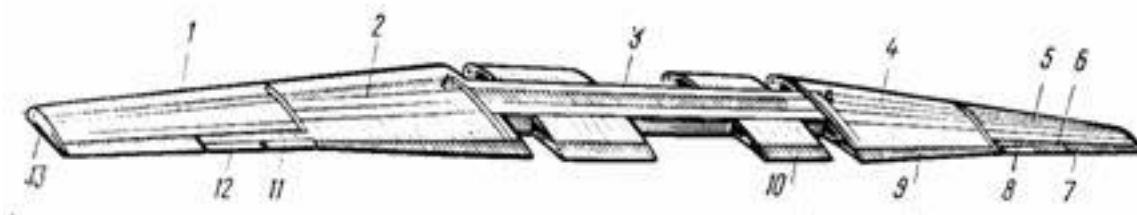
на великих кутах атаки.

Крило – кесонного типу, ділиться на центроплан, дві середні (Рисунок 2.1, 2.2) й дві від'ємні частини, стиковані по нервюрам 7 та 12 за допомогою фітингових профілів роз'єму. Каркас крила включає в себе два балочних лонжерона, 23 балочні нервюри й працюючу обшивку, частина якої представляє собою цільнопресовані панелі, виконані разом зі стрингерами.

Крило складається з кесонної частини, носової й хвостової частини, кінцевих об тікачів, елеронів й щілевих закрилків.

Розмах крила – 29200 мм. Кут поперечного V на ділянці між нервюрами 12 (лівою та правою) рівний 0° , на ділянках знімних частин рівний

-2° . Кут встановлення крила на фюзеляжі рівний $+3^\circ$.



1,5 – ВЧК; 2,4 – СЧК; 3 – центроплан; 6 – коренева секція елерона; 7 – кінцева секція елерона; 8,11 – сервокомпенсатори елеронів; 9 – закрилок; 10 – закрилок; 12 – триммер; 13 – закінцівка крила.

Рисунок 21 – крило літака Ан-26

З рисунку 2.1 видно, що крило має технологічні роз'єми - центроплан 3, дві середні частини (СЧК) 4 і дві від'ємні частини (ВЧК) 1, 5.

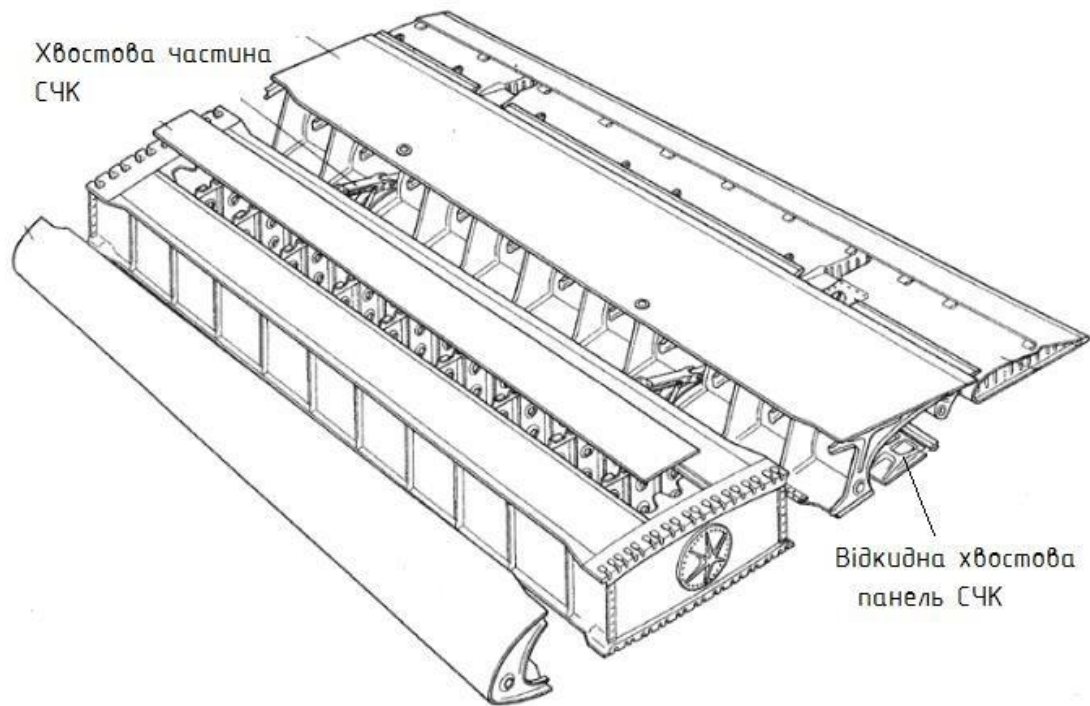


Рисунок 22 – СЧК літака Ан-26

Центроплан кріпиться до 17 і 20 шпангоута фюзеляжу. Складається з цільнопресованих великогабаритних панелей і лонжеронів. Це зменшує його масу, значно спрощує процес складання, підвищує надійність конструкції.

В центроплані розміщені десять м'яких паливних баків. Середні частини крила представляють собою герметичні баки-відсіки. Центроплан й середні частини крила несуть на собі видвижні закрилки (однощільві – на центроплані й двощільві – на середніх частинах).

Крило складено з профілів ЦАГИ С-5 та С-3 з відносною товщиною 18 і 16,5%. Загальна площа закрилків – 15 м², кут відхилення при посадці – 38°, при взльоті – 15°.

На ВЧК розташовані розрізні елерони загальною площею 6,12 м², кожний з яких складається з корневої й кінцевої секцій. На правій та лівій корневих секціях розташовані сервокомпенсатори, а на лівій – ще й тример. Елерони відхиляються вгору на 24°, донизу – на 16°.

1.2.4 Б) Конструктивно-силова схема фюзеляжу

Фюзеляж представляє собою балочно-стрингєрний полу монокок, герметичний на ділянці між шпангоутами 1-40.

Кракас фюзеляжу складається з 49 шпангоутів, прокольного набору балок та стрингерів, виготовлених з пресованих профілів і працюючої обшивки товщиною в основному 0,8-1,8 мм.

Фюзеляж має три технологічні роз'єми по шпангоутам 11,33 та 40, які ділять його на чотири відсіки, зі стиковані за допомогою стрічки, фітінгів й накладок. Поперечний переріз фюзеляжу утворено двома дугами різного радіусу, найбільший переріз знаходиться між шпангоутами 9-28.

В фюзеляжі розташовані кабіна екіпажу й вантажна кабіна. Кабіна екіпажу розташована між шпангоутами 1-7 й відділена від іншої частини фюзеляжу перегородкою по шпангоуту 7 (Рисунок 2.3).

На лівому борту фюзеляжу біля робочого місця штурмана встановлений блістер діаметром 700 мм з виносним оптичним прицілом.

Між шпангоутами 7-40 розташована вантажна кабіна, в якій по лівому й правому бортах встановлені відкидні десантні сидіння. На правому борту між шпангоутами 7-9 знаходяться входні двері, розміром 600x1400 мм. Між шпангоутами 7-10 знаходиться аварійний люк зі створами в полу розміром 700x1020 мм.

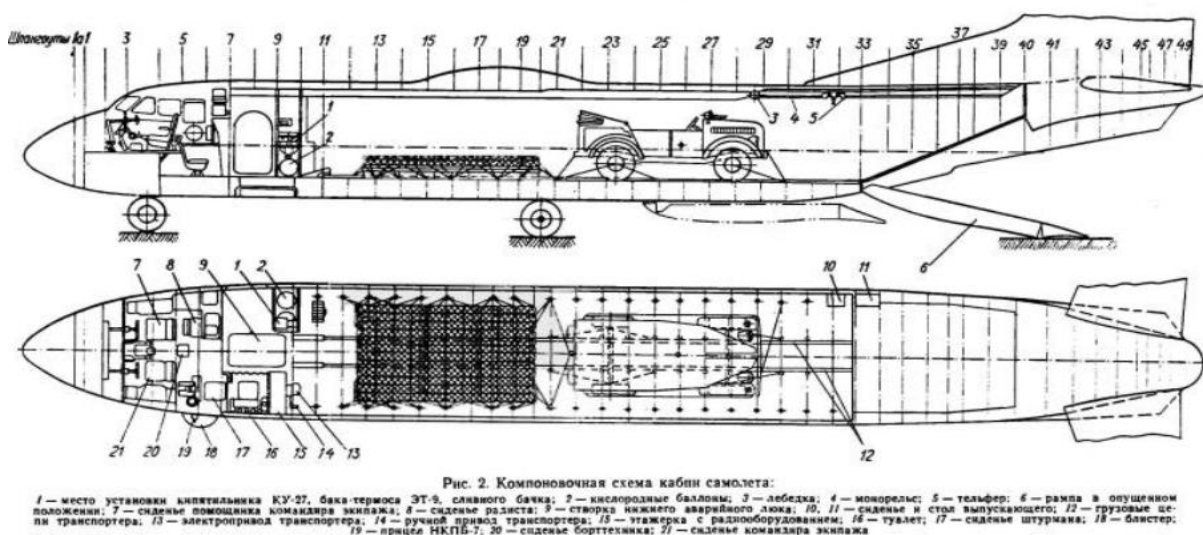


Рисунок 23 – Компонувальна схема кабіни літака Ан-26

Між шпангоутами 7-40 розташована вантажна кабіна, в якій по

лівому й правому бортах встановлені відкидні десантні сидіння. На правому борту між шпангоутами 7-9 знаходяться вхідні двері, розміром 600x1400 мм. Між шпангоутами 7-10 знаходиться аварійний люк зі створами в полу розміром 700x1020 мм.

Вантажний люк розташований в задній частині фюзеляжу між шпангоутами 33-40 й при виді зверху має форму багатокутника. Ширина люку між шпангоутами 33-36 складає 2340 мм, а далі зменшується й на шпангоуті 40 доходить до 2020 мм. Довжина пройому 3300 мм.

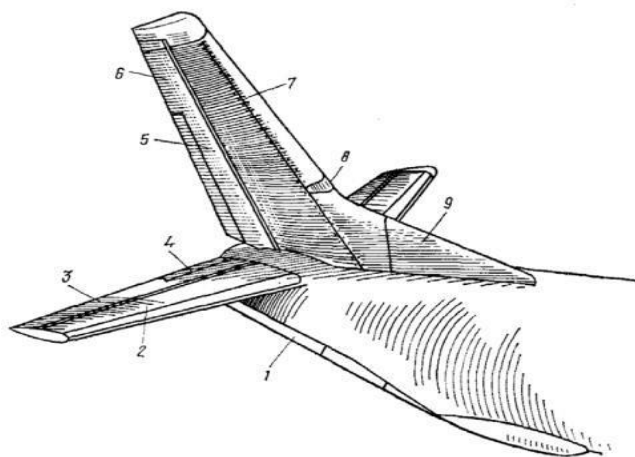
Пройом люку закритий рампою, яка закінчується клиновидним наїздом, який плавно переходить по обводам в хвостову частину фюзеляжу. Герметизація пройому здійснювалась за допомогою гумового профілю, підкріпленого по контуру пройому.

1.2.4 В) Конструктивно-силова схема оперення

Оперення — аеродинамічні поверхні, які забезпечують стійкість, керованість і балансування літака в польоті.

На Ан-26 оперення вільнонесуче, складається з двох консолей стабілізатора, двох половин керма висоти, кіля, керма направлення, форкіля й двох під фюзеляжних гребнів

Кут поперечного V горизонтального оперення дорівнює $+9^\circ$. Стабілізатор та кіль – двох лонжеронні з працюючою обшивкою. Керма мають аеродинамічну компенсацію й масове балансування. Висока ефективність керма забезпечує керованість літака по всьому діапазону швидкостей польоту, на всіх висотах в широкому діапазоні центрувань (15-33% САХ).



1 – підфюзеляжний гребінь; 2 – права консоль стабилизатора; 3 – правая половина керма висоти; 4 – тример керма висоти; 5 – тример-сервокомпенсатор керма напрямлення; 6 – кермо напрямлення; 7 – кіль; 8 – верхній світлосигнальний вогонь; 9 – форкіль

Рисунок 24 – Хвостове оперення літака Ан-26

Особливістю конструкції оперення літака являється стикування складених панелей по стінкам лонжеронів, що забезпечує високу технологічність складання.

На кожній половині керма висоти встановлений тример, на кермі напрямлення – пружинний тример-сервокомпенсатор.

1.2.4 Г) Конструктивно-силова схема шасі

Шасі Ан-26 має трьохстійкову схему (Рисунок 2.5).

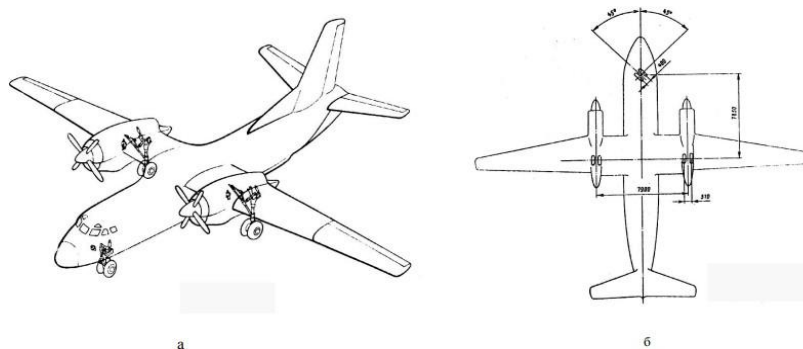


Рисунок 25 – Шасі літака Ан-26

а – загальний вигляд, б – основні параметри

Головні ноги встановлені в гондолах двигунів, передня нога – під кабіною екіпажу. Шасі літака прибирається вперед у відсіки, які

закриваються створами. Для відкриття замків прибраного положення шасі при відмові гідросистеми на літаку є аварійна механічна система, яка її дублює.

На кожній нозі шасі встановлено по два колеса, колеса головних ніг шасі забезпечені дисковими гальмами.

Передня нога шасі – з колесами що орієнтуються. Крім того, на кермовому чи злітно-посадковому режимі поворот колес може здійснюватись пілотом за допомогою гідросистеми. Це забезпечує високу маневреність при кермуванні літака по аеродрому й допомагає витримати направлення при розбігу й пробігу.

1.2.4 Д) Конструктивно-силова схема силової установки та основні її елементи

Силова установка складається з двох турбогвинтових двигунів АІ-24ВТ з злітною потужністю по 2820 к. с. з чотирьохлопастними гвинтами АВ-72Т й допоміжного турбореактивного двигуна РУ19А-300.

Допоміжна силова установка забезпечує:

- додаткову тягу під час злету і набору висоти;
- необхідну тягу у разі відмови двигуна АІ-24ВТ;
- бортовий (самостійний) запуск двигунів АІ-24ВТ;
- живлення електроенергією бортової мережі літака на стоянці, при непрацюючих двигунах АІ-24ВТ та у разі відмови генераторів СТГ-18ТМО- 1000.

Двигун РУ19А-300 оснащено семиступеневим компресором, кільцевою камерою згорання, одноступеневою турбіною та нерегульованим реактивним соплом.

Гвинт АВ-72Т — тяговий, лівого обертання, флюгується, діаметром 3,9 м. Гвинт одновальної схеми, металевий, з чотирма дюралюмінієвими

лопатями. Флюгування його проводиться льотчиком або системою автоматичного флюгування. Вивід гвинта з флюгерного положення примусовий. Переклад лопатей на мінімальний установчий кут під час пробігу після посадки, забезпечує додаткове гальмування літака за рахунок авторотації гвинта.

AI-24BT оснащений десяти-ступеневим компресором і триступеневою турбіною. Камера згоряння кільцева із 8 форсунками. Також до складу двигуна входять: стартер, генератор змінного струму, аеродинамічні датчики, давач обмерзання, система передачі крутного моменту, оливний фільтр та регулятор обертів гвинта. Гаряча частина двигуна і вихлопна труба відокремлені від конструкції крила спеціальними протипожежними перегородками та екранами. Для живлення двигунів використовується пальне марок Т-1 і ТС-1. Двигун кріпиться на центроплані крила за допомогою швидкокорознімної рами з амортизаторами і силової ферми з переднім силовим шпангоутом.

1.3 Аналоги АН-26 та АІ-24

В останні десятиліття легкі транспортні літаки займають особливе місце в авіаційній індустрії, завдяки своїй універсальності та економічності. Цей клас літаків використовується для різноманітних завдань, включаючи перевезення пасажирів, вантажів, медичних евакуацій, патрулювання та навчання. Легкі транспортні літаки кінця двадцятого та початку двадцять першого століття представляють сучасні технологічні рішення та інженерні досягнення. Вони відрізняються покращеною аеродинамікою, ефективнішими системами керування та більшими можливостями вантажопідйомності та дальності польоту. Технічні розробки у літаках цього класу включають використання сучасних двигунів, вдосконалені системи авіоніки та навігації, а також поліпшення конструкцій для забезпечення надійності та безпеки польотів. Ці покращення сприяють зменшенню витрат палива, підвищенню швидкості, збільшенню дальності польоту та

поліпшенню комфорту пасажирів. Метою даного розділу є огляд літаків, які є аналогами Ан-26, тобто є легкими транспортними літаками, їх основних ЛТХ, силових установок, огляд технічних характеристик самих двигунів.

Першим літальним апаратом, який пропоную розглянути в якості аналогу Ан-26, Ан-140.



Рис. 26 Ан-140

Ан-140 – це легкий транспортний літак, розроблений Державним підприємством «Антонов» в Україні. Він є двомоторним турбогвинтовим літаком середньої дальності, здатним перевозити до 52 пасажирів або вантаж масою до 6,5 тонн. Цей літак має хорошу економічність палива, здатність працювати з непідготовлених злітно-посадкових смуг і використовуватися в різних умовах, включаючи важкі кліматичні умови. Літак був введений в експлуатацію у 1997 році і став популярним в країнах з незначними розмірами злітно-посадкових смуг. Він використовується як пасажирський, вантажний, а також для виконання розвідувальних і пошуково-рятувальних місій. Ан-140 має гарну репутацію за надійність та простоту у використанні.

Він продовжує бути виробляється та експлуатується в деяких країнах, забезпечуючи ефективний транспортний засіб для регіональних перевезень [3][6].

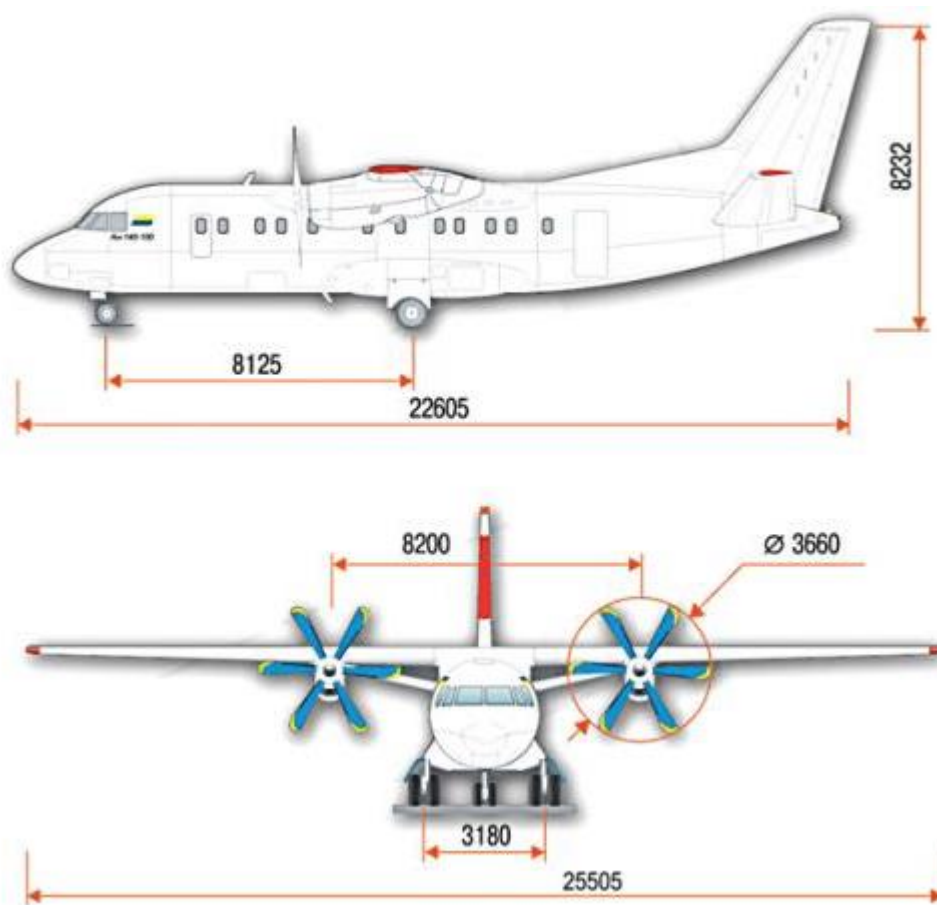


Рис. 27 Геометричні параметри Ан-140

Таблиця 2

Характеристика	Значення
Розмах крила, м	25,5
Довжина крила, м	22,6
Висота літака, м	8,23
Тип двигуна	2 × ТВ3-117ВМ-СБМ-1
Максимальна швидкість,	540

км/год	
Крейсерська швидкість, км/год	460
Практична дальність, км	3200
Стеля, м	7600
Вантажопідйомність, кг	6000
Вміщує пасажирів	52 чол.

Другим літаком, який буде розглянутий в якості аналога до Ан-26 буде іспанський CASA C-295

C-295- це сучасний транспортний літак, який був розроблений в 90-х роках минулого століття як альтернатива CN-235



Рис. 28 C-295М

Це є середньо-транспортний літак, розроблений і виробляється компанією Airbus Defence and Space. Він є двомоторним турбовинтовим літаком з можливістю перевезти до 71 пасажирів або вантаж масою до 9,2 тонн. C-295 використовується для цивільних та військових потреб, включаючи пасажирські та вантажні перевезення, пошуково-рятувальні операції та морський патруль. Літак володіє високою надійністю, здатністю працювати з

коротких та непідготовлених злітно-посадкових смуг, а також демонструє гнучкість і економічність в експлуатації [4].

Таблиця 3

Характеристика	Значення
Розмах крила, м	25,8
Довжина крила, м	24,45
Висота літака, м	8,66
Тип двигуна	2 × Pratt & Whitney PW127G
Максимальна швидкість, км/год	576
Крейсерська швидкість, км/год	480
Практична дальність, км	4000
Стеля, м	9100
Вантажопідйомність, кг	9250
Вміщує пасажирів	71 чол.

На останок візьмемо такий транспортний літак італійсько-американського виробництва C-27J Spartan.



Рис. 29 C-27J Spartan

Цей літак - це середньо-транспортний літак, розроблений компанією Leonardo. Він є двомоторним турбовинтовим літаком здатним перевозити до 60 пасажирів або вантаж масою до 11,5 тонн. C-27J Spartan використовується для військових місій, включаючи вантажні та парашутні посадки, медичну евакуацію, а також пошуково-рятувальні операції. Літак має високу маневреність, здатність працювати з коротких злітно-посадкових смуг та демонструє надійність і ефективність в різних умовах[5].

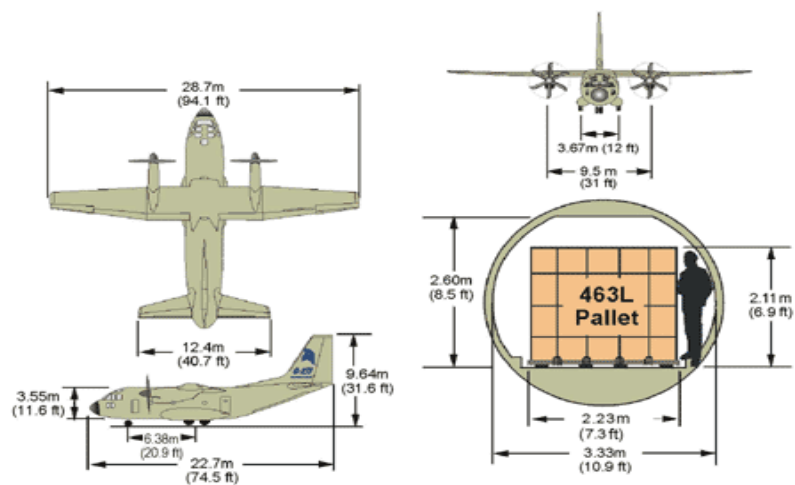


Рис. 30 Габаритні характеристики C27J

Характеристика	Значення
Розмах крила, м	28,7
Довжина крила, м	22,7
Висота літака, м	9,64
Максимальна швидкість, км/год	602
Крейсерська швидкість, км/год	500
Практична дальність, км	4000
Стеля, м	9144
Вантажопідйомність, кг	11500
Вміщує пасажирів	60 чол.

Розглянемо порівняльний аналіз між літаками Ан-26, С-27J Spartan, Ан-140 та С-295 за деякими ключовими характеристиками:

1. Пасажиромісткість: Ан-26 має максимальну пасажиромісткість до 40 пасажирів, тоді як С-27J Spartan та С-295 можуть перевозити більше пасажирів - від 60 до 71. Ан-140 також здатний перевозити до 52 пасажирів.
2. Вантажопідйомність: Ан-26 має максимальну вантажопідйомність 5,5 тонн, тоді як С-27J Spartan та С-295 здатні перевозити більше - до 11,5 тонн. Ан-140 має вантажопідйомність до 6,5 тонн.
3. Дальність польоту: Ан-26 має дальність польоту приблизно 2 500 км, С-27J Spartan та С-295 - близько 4 000 км, а Ан-140 - приблизно 3 200 км.
4. Здатність до працювати з коротких злітно-посадкових смуг: Усі чотири літаки - Ан-26, С-27J Spartan, Ан-140 та С-295 - мають здатність працювати з коротких злітно-посадкових смуг, що робить їх ефективними для перевезення вантажів та пасажирів в регіональних та віддалених місцях.

Загалом, С-27J Spartan та С-295 відзначаються більшою пасажиромісткістю та вантажопідйомністю порівняно з Ан-26 та Ан-140. Крім того, С-27J Spartan та С-295 мають більшу дальність польоту. Однак, Ан-26 та Ан-140 можуть мати свої переваги в термінах доступності запасних частин та обслуговування залежно від регіону. Кожен з цих літаків має свої характеристики та використовується для різних цілей, включаючи військові, цивільні та гуманітарні місії.

1.3 Порівняльний аналіз характеристик АІ-24

АІ-24 двигун призначений для вантажних та пасажирських літаків, які здійснюють свої польоти на середніх дистанціях. Він має високий запас газодинамічної стійкості для всіх діапазонів режимів, висот та швидкостей польоту. Наявність таких систем, що автоматично оберігають двигун від перевантажень підвищує їхню експлуатаційну надійність[7].

Основні параметри турбореактивного двигуна АІ-24:

1. **Потужність (тяга):** Двигун АІ-24 має потужність до 4,000 кінських сил (за деякими джерелами можлива потужність до 5,000 к.с.). Це значна потужність, що дозволяє використовувати цей двигун в різних типах літаків, включаючи пасажирські, військові і вантажні.
2. **Розмір (габарити):** Розміри АІ-24 можуть варіюватися залежно від конкретної модифікації і використання двигуна. Діаметр компресора, довжина і ширина двигуна впливають на його розміри та можливість інтеграції в літаку.
3. **Вага:** Вага АІ-24 зазвичай становить від 1,500 до 2,000 кілограмів. Вага двигуна є важливою характеристикою, оскільки вона впливає на загальну масу літака та його ефективність. Легкі двигуни можуть покращити співвідношення тяги до маси, що може позитивно позначитися на продуктивності та паливній економічності.

4. Споживання палива: Двигун АІ-24 має середнє споживання палива приблизно 0.65-0.7 кілограмів палива на кілограм сили на годину. Висока ефективність пального споживання є важливою для забезпечення економічності та дальнобійності літака.
5. Коефіцієнт ступеня механічної ефективності: Цей коефіцієнт визначає ефективність перетворення енергії палива на механічну роботу. Для АІ-24 він зазвичай становить від 0.85 до 0.9. Високий коефіцієнт ефективності свідчить про те, що більша частина енергії, витрачена на роботу двигуна, використовується ефективно.
6. Максимальна температура газу на виході з газогенератора: АІ-24 досягає максимальної температури газу на виході з газогенератора до 1,200-1,250 градусів Цельсія (за деякими джерелами до 1,300 градусів Цельсія). Висока температура газу свідчить про ефективну роботу двигуна та здатність працювати в різних умовах.
7. Надійність та довговічність: Двигун АІ-24 відомий своєю високою надійністю та довговічністю. Він розроблений з урахуванням високих стандартів якості та витривалості, що дозволяє йому працювати протягом тривалого часу без серйозних поломок та забезпечувати безпеку польоту.

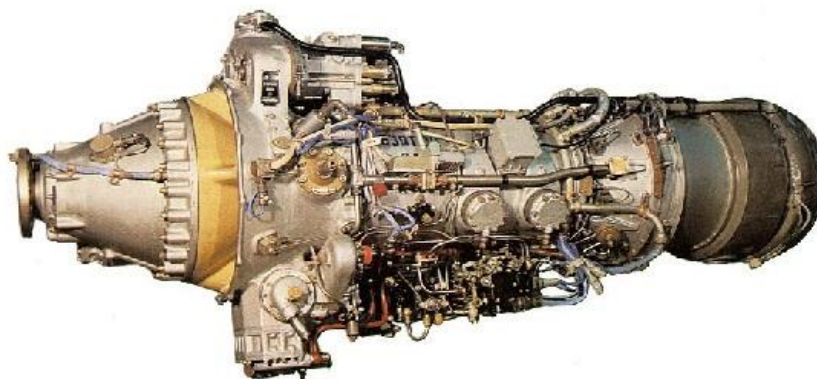


Рис. 31 АІ-24

Ці параметри є важливими для визначення продуктивності, ефективності та надійності турбореактивного двигуна АІ-24. Кожен з цих

параметрів впливає на його можливості та характеристики, а також на загальну продуктивність літака, в якому він використовується.

Основні переваги:

1. Висока надійність;
2. Великий ресурс;
3. Простота конструкції;
4. Простота та технологічність обслуговування.

Таблиця 4

Характеристика	Значення
Назва двигуна	AI-24
Потужність (тяга), к.с.	2550
Вага, кг	600
Споживання палива, кг/кг*год	0,26
Коефіцієнт ступеня механічної ефективності	0,85
Максимальна температура газу на виході з газогенератора, °C	1200
Діаметр компресора, м	1,1
Довжина двигуна, м	4,4
Ширина двигуна, м	1,1

Rolls-Royce AE 2100-D2 є турбогвинтовим двигуном, розробленим компанією Rolls-Royce. Цей двигун використовується в літаках C-295. Турбогвинтовий двигун поєднує в собі принципи турбореактивного та гвинтового двигунів, використовуючи турбіну для вироблення тяги та руху гвинтового пропелера. Rolls-Royce AE 2100-D2 відомий своєю ефективністю та надійністю, забезпечуючи оптимальну тягу та покращену маневреність для

літака C-295. Він також пропонує хорошу економію палива та низькі рівні шуму та вібрацій. Завдяки своїм характеристикам, Rolls-Royce AE 2100-D2 є важливою компонентою успішної експлуатації літака C-295.

Основні параметри Rolls-Royce AE 2100-D2:

1. Потужність: Rolls-Royce AE 2100-D2 має потужність приблизно 4,600 кінських сил.
2. Тяга: Двигун забезпечує значну тягу для приводу гвинтового пропелера.
3. Розмір (габарити): Розміри двигуна можуть варіюватися, враховуючи його конфігурацію та використання. Діаметр компресора, довжина і ширина двигуна впливають на його розміри та інтеграцію в літаку.
4. Вага: Вага Rolls-Royce AE 2100-D2 залежить від його конкретної модифікації, але зазвичай вона становить кілька тонн.
5. Споживання палива: Ефективність споживання палива Rolls-Royce AE 2100-D2 залежить від умов експлуатації, але в цілому двигун відомий своєю паливною економічністю.
6. Коефіцієнт ступеня механічної ефективності: Цей коефіцієнт показує ефективність перетворення енергії палива на механічну роботу. Rolls-Royce AE 2100-D2 має високий коефіцієнт ступеня механічної ефективності.
7. Температура газу на виході з газогенератора: Максимальна температура газу на виході з газогенератора Rolls-Royce AE 2100-D2 залежить від конкретної модифікації, але зазвичай досягає кількох сотень градусів Цельсія.
8. Надійність та довговічність: Rolls-Royce AE 2100-D2 відомий своєю високою надійністю та довговічністю. Він розроблений з використанням передових технологій та стандартів якості, що забезпечує надійну та безпечну роботу двигуна.

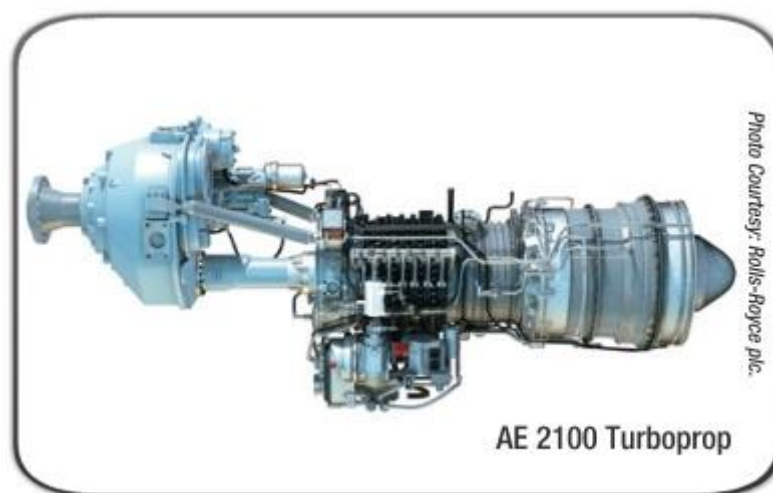


Рис. 32 Rolls-Royce AE 2100

Таблиця 5

Характеристика	Значення
Назва двигуна	Rolls-Royce AE 2100
Потужність (тяга), к.с.	3096
Вага, кг	783
Споживання палива, кг/кг*год	0,209
Коефіцієнт ступеня механічної ефективності	0,93
Максимальна температура газу на виході з газогенератора, °C	960
Діаметр компресора, м	0,73
Довжина двигуна, м	2,99
Ширина двигуна, м	0,7

ТВЗ-117ВМА-СБМ1 є турбогвинтовим двигуном, розробленим для використання в різних типах літаків. Він має потужність до 2,500 кінських сил і вагу 390 кг. Цей двигун характеризується високою механічною ефективністю, яка становить 0,91, а також низьким споживанням палива приблизно 0,42 кг на кілограм сили на годину. Максимальна температура газу на виході з газогенератора складає 800 градусів Цельсія. Діаметр компресора двигуна становить 0,85 м, а довжина і ширина - 2,35 м і 0,63 м відповідно.

ТВ3-117ВМА-СБМ1 відрізняється надійністю та здатністю працювати в різних умовах, що робить його популярним в авіаційній індустрії.

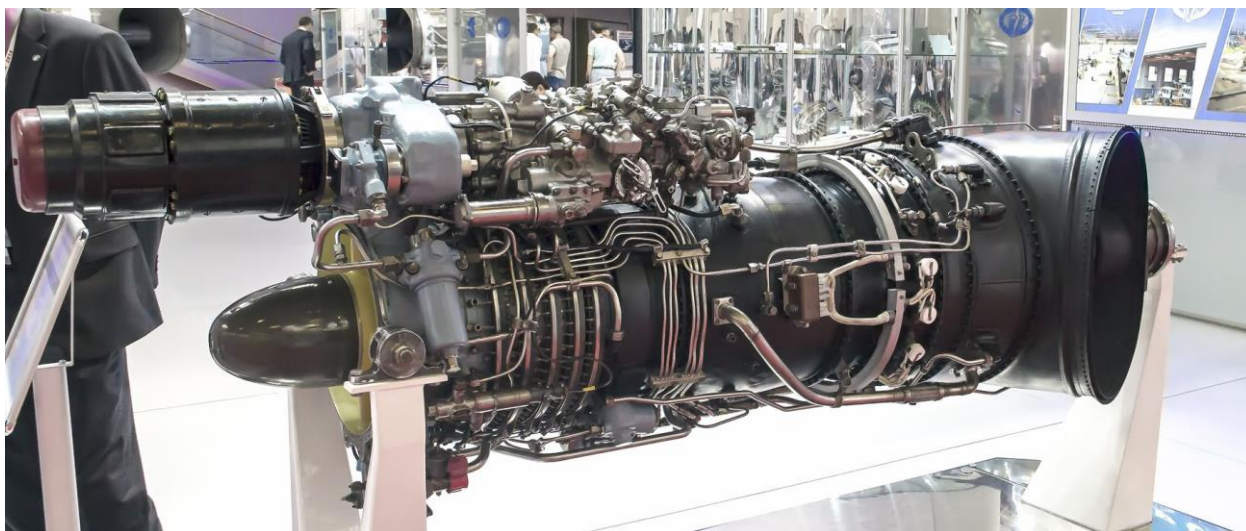


Рис. 33 ТВ3-117ВМА-СБМ1

Таблиця 6

Характеристика	Значення
Назва двигуна	ТВ3-117ВМА-СБМ1
Потужність (тяга), к.с.	2,500
Вага, кг	570
Споживання палива, кг/кг*год	0,199
Коефіцієнт ступеня механічної ефективності	0,91
Максимальна температура газу на виході з газогенератора, °С	800
Діаметр компресора, м	1,2
Довжина двигуна, м	2,95
Ширина двигуна, м	0,99

Сімейство авіаційних двигунів Pratt & Whitney Canada PW100 — це серія турбогвинтових двигунів потужністю від 1800 до 5000 кінських сил (від

1300 до 3700 кВт), вироблених Pratt & Whitney Canada . Pratt & Whitney Canada домінує на ринку турбогвинтових двигунів з 89% встановленої бази турбогвинтових регіональних авіалайнерів у 2016 році, провідні компанії GE Aviation і Allison Engine Company[8][9].



Source; Pratt & Whitney PW 127

Рис. 34 PW127

Таблиця 7

Характеристика	Значення
Назва двигуна	PW127
Потужність (тяга), к.с.	2,921
Вага, кг	484
Споживання палива, кг/кг*год	0,29
Коефіцієнт ступеня механічної ефективності	0,86
Максимальна температура газу на виході з газогенератора, °С	900
Діаметр компресора, м	0.66
Довжина двигуна, м	2.13
Ширина двигуна, м	0,68

Таблиця 8

Характеристика				
Назва двигуна	AI-24	Rolls-Royce AE 2100	TB3-117BMA- СБМ1	PW127
Потужність, к.с.	2550	3096	2,500	2,921
Вага, кг	600	783	570	484
Споживання палива, кг/кг*год	0,26	0,209	0,199	0,29
Коефіцієнт ступеня механічної ефективності	0,85	0,93	0,91	0,86
Максимальна температура газу на виході з газогенератора, °С	1200	960	800	900
Діаметр компресора, м	1,1	0,73	1,2	0.66
Довжина двигуна, м	4,4	2,99	2,95	2.13
Ширина двигуна, м	1,1	0,7	0,99	0,68

Висновки по розділу

В даному розділі було розглянуто історію створення, основні ЛТХ та відомості про експлуатацію Ан-26, в результаті чого можна сказати, що не зважаючи на те що даний літак є надійним – він морально застарілий, через що з кожним роком експлуатується все менша кількість цих літаків. AI-24 набагато гірший від своїх сучасних аналогів за споживанням палива, більший за габаритами, та не виграє особливо за вагою (в цьому плані окрім двигуна від Rolls Roys). За тягою він не поступається TB3-117BMA-СБМ1, проте інші

двигуни перевершуються його в цьому. КМСЕ теж найгірший серед представлених двигунів. Найвищий показник максимальної температури газу на виході з газогенератора, на мою думку, пояснюється не вищою ефективністю роботи двигуна порівняно з іншими, а значною вищою затратною палива порівняно з наведеними силовими установками. Можна зробити висновок що, AI-24 потребує модифікації, для того щоб бути конкурентоспроможним на ринку ТРД серед своїх аналогів.

2. Визначення основних параметрів двигуна

2.1 Розрахунок вхідного пристрою

Особливості загальної конструкції ТРД

Реактивні двигуни – двигуни, в яких енергія робочого тіла (палива і окислювача у ракетних двигунах, паливно-повітряної суміші у повітряно-реактивних двигунах) перетворюється в кінетичну енергію газового струменя, що витікає з сопла двигуна, а сила реакції яка при цьому утворюється використовується безпосередньо у якості рушійної сили (сили тяги).

ТРД належать до класу *повітряно-реактивних двигунів*. В ТРД сила тяги – сила реакції газів, що витікають з сопла зі швидкістю, що перевищує швидкість польоту. ТРД поєднує в собі і двигун і рушій.

Конструктивно ТРД складається з таких основних компонентів (див. Рис.1.1.):

- 1 - вхідний пристрій;
- 2 - компресор;
- 3 - камера згоряння;
- 4 - газова турбіна;
- 5 - вихідний пристрій.

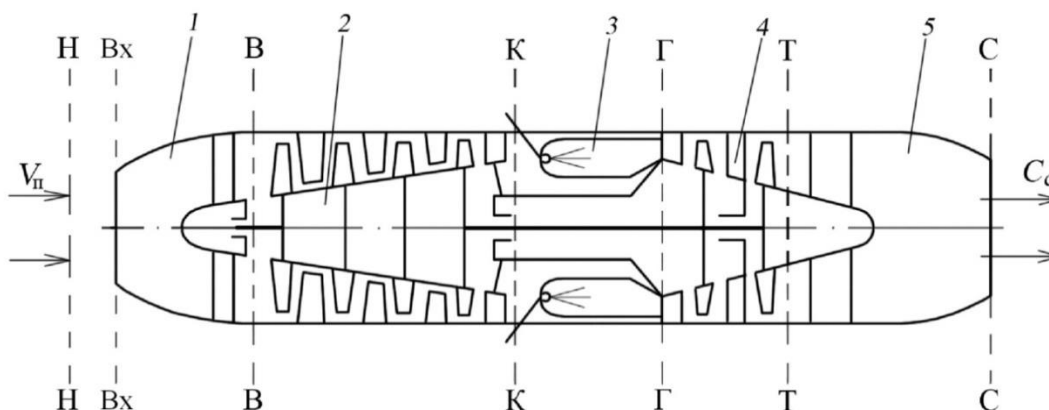


Рис. 35 Загальна конструктивна схема ТРД та характерні розрахункові перетини.

Основні параметри ТРД

Сила тяги:

$$P = G_{нов} (c_c - V)$$

де $G_{нов}$ - секундна витрата повітря через ТРД,

c_c - швидкість газу на виході з сопла ТРД,

V - швидкість польоту.

Для порівняльного оцінювання різних типів двигунів, а також для різних двигунів однакового типу застосовуються питомі параметри повітряно-реактивних двигунів (ПРД), основними з яких є *питома тяга, питома витрата палива, питома маса і питома лобова тяга*.

Питомі параметри двигуна змінюються при зміні числа M польоту, висоти польоту H та режиму роботи двигуна. Тому в якості характерних величин зазвичай приводяться питомі параметри, які відповідають наземним статичним (стендовим) умовам ($H = 0, V_{II} = 0$).

Питома тяга – співвідношення тяги до секундної витрати повітря через двигун:

$$P_{пит} = \frac{P}{G_{нов}}$$

Питома тяга характеризує міру використання повітря в двигуні. Чим більша питома тяга, тим менша при заданій величині тяги витрата повітря через двигун, а відповідно, його діаметр і маса.

Питома витрата палива – співвідношення годинної витрати палива до тяги, яку розвиває двигун:

$$C_{пит} = \frac{G_{нал(год)}}{P}$$

Питома витрата палива характеризує економічність двигуна. Чим вона менша, тим більші при заданій швидкості дальність і тривалість польоту.

2.4. Питома маса двигуна – співвідношення маси двигуна до тяги:

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{P}$$

Чим менша питома маса, тем менша абсолютна маса двигуна при заданій величині тяги. Питома маса двигуна залежить від параметрів робочого процесу, конструктивних параметрів, матеріалів та досконалості конструкції двигуна.

2.5. Питома лобова тяга – співвідношення максимальної тяги до найбільшого поперечного перетину двигуна (до площі міделя):

$$P_{\text{лоб}} = \frac{P}{F_{\text{лоб}}} = \frac{4 \cdot P}{\pi \cdot D_{\text{max}}^2}$$

де $F_{\text{лоб}}$ - площі міделя двигуна,

D_{max} – найбільший діаметр двигуна (якщо задані ширина/висота двигуна, то береться менше зі значень).

Питома лобова тяга оцінює поперечний габарит двигуна і певною мірою характеризує аеродинамічну досконалість силової установки (її аеродинамічний опір).

Конструкція, призначення та основні характеристики вхідного пристрою ТРД

Вхідний пристрій ТРД призначений для підводу повітря до компресора і здійснення процесу стиснення його за рахунок використання кінетичної енергії повітряного потоку.

Основним елементом вхідного пристрою є повітрязабірник, за яким розташований канал підводу повітря до компресора двигуна.

В залежності від швидкості польоту, розташування вхідних пристроїв на літальному апараті та форми повітрязабірника вони можуть бути:

- дозвукові, надзвукові,
- лобові, бічні, підфюзеляжні, підкрилеві,

- осесиметричні, плоскі,
- круглі, овальні, та ін.

В даній роботі розглядається дозвуковий вхідний пристрій.

Повітрозабірник виконується таким чином, щоб втрати повного тиску при гальмуванні в ньому потоку повітря, а також його зовнішній опір були мінімальними, а сам повітрозабірник працював стійко у всьому діапазоні режимів польоту і роботи двигуна.

На дозвукових і біля звукових швидкостях польоту втрати повного тиску пов'язані в основному з гідравлічними втратами при протіканні потоку в каналі повітрозабірника.

Втрати повного тиску у вхідному пристрої оцінюються коефіцієнтом збереження повного тиску:

$$\sigma_{ex} = \frac{P_B^*}{P_H^*},$$

де P_B^* - повний тиск потоку повітря на вході в компресор двигуна,

P_H^* - повний тиск потоку повітря на даній висоті польоту.

Для дозвукових вхідних пристроїв $\sigma_{ex} = 0,96..0,98$. Чим більше значення σ_{ex} , тим вище ефективність роботи вхідного пристрою (більша тяга двигуна і менша питома витрата пального). В середньому збільшення σ_{ex} на 1% призводить до підвищення тяги двигуна на 1% і зменшення питомої витрати палива на 0,5%.

Збільшення тиску потоку повітря у вхідному пристрої оцінюються ступенем підвищення тиску:

$$\pi_{ex} = \frac{P_B^*}{P_H}$$

де P_H - статичний тиск потоку повітря на даній висоті польоту.

Зовнішня і внутрішня поверхні обичайки дозвукового вхідного пристрою мають плавні контури (зазвичай, кут нахилу зовнішньої поверхні обичайки до напрямку потоку, що набігає становить приблизно 5...7°), а

вхідна крайка повітрязбірника виконується закругленою з метою запобігання зриву потоку при зміні кута атаки.

Внутрішній канал дозвукового вхідного пристрою (див. рис.3.1.) складається з вхідної дифузornoї частини (L_1), яка розширюється і потік повітря в ній гальмується, а тиск підвищується. Далі розташована конфузorna ділянка (L_2), яка має певне звуження, що призводить до деякого розгону потоку і сприяє вирівнюванню поля швидкостей перед компресором.

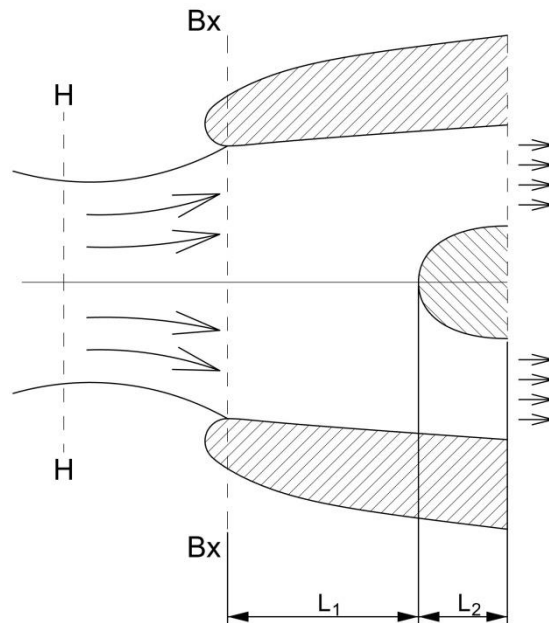


Рис. 36. Схема дозвукового повітрязбірника

Під час роботи двигуна з дозвуковим вхідним пристроєм в польоті стиснення повітря починається ще до входу в канал повітрязбірника. Потік гальмується від швидкості V_H до швидкості V_{Bx} :

$$V_{Bx} \approx 0.5 \cdot V_H$$

Доля стиснення повітря від швидкісного напору за межами повітрязбірника на ділянці між перетинами Н-Н і Вх-Вх складає приблизно 75%. При такому способі гальмування потоку знижуються втрати повного тиску, оскільки на ділянці між перетинами Н-Н і Вх-Вх відсутні втрати обумовлені тертям і знижується швидкість на вході в повітрязбірник, що знижує втрати від тертя в самому каналі вхідного пристрою.

Розрахунковим режимом роботи вхідного пристрою є крейсерський політ ЛА на ешелоні ($H_{кр}$, $V_{кр}$).

На не розрахункових режимах, в тому числі і на старті ЛА ($H=0$, $V=0$) картина обтікання потоком повітря обичайки повітрозабірника різко змінюється. Повітря надходить на вхід повітрозабірника з півсфери (див. рис. 3.2), діаметр якої дорівнює приблизно 3...4 міделевих (найбільших) діаметрів двигуна.

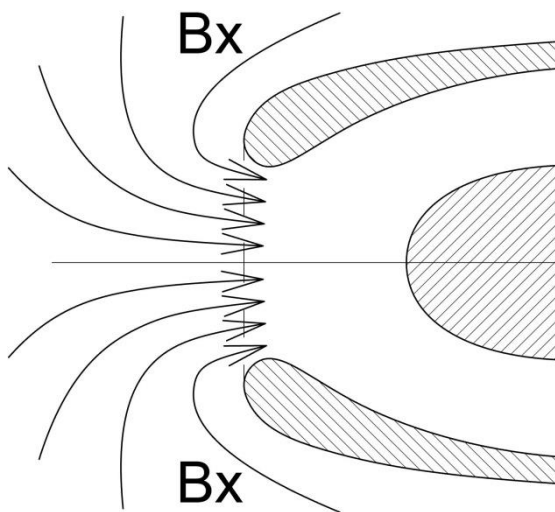


Рис. 37 Схема течії повітря у вхідному пристрої в умовах старту ЛА

Це призводить до зміни напрямку підсмоктуючої сили (на компенсацію її витрачається частина сили тяги двигуна) і взаємодії повітряного потоку з землею.

В результаті цієї взаємодії під працюючим двигуном утворюється вихор, який долучається до загального потоку повітря, що надходить в повітрозабірник. Площа поперечного перерізу вихору по мірі його підйому різко зменшується. А оскільки циркуляція вихору залишається постійною, то зменшення площі поперечного перерізу вихору супроводжується збільшенням кутової швидкості його обертання. Дуже швидко практично біля поверхні землі вихор перероджується в концентрований зі зниженим тиском всередині. Таким чином, вихор піднімає вгору і засмоктує предмети, що знаходяться на поверхні. Подальший їх рух визначається потоком повітря, що входить в двигун.



Рис. 38 Вихор, що виник під час роботи двигуна при великих обертах поблизу землі і при близькій до нуля швидкості руху літака

Захист авіаційних ГТД від потрапляння в них предметів, що знаходяться на землі, відбувається в двох напрямках. Перший напрямок охоплює механічні пристрої, що запобігають потраплянню предметів в повітрозабірник – захисні решітки, сітки. Другий напрямок охоплює пристрої, що запобігають утворенню вихору на вході в повітрозабірник або руйнують вихор, який вже утворився. Наприклад, повітря, що відбирається від компресора ГТД, прямує вниз під повітрозабірник або під деяким кутом до осі двигуна.

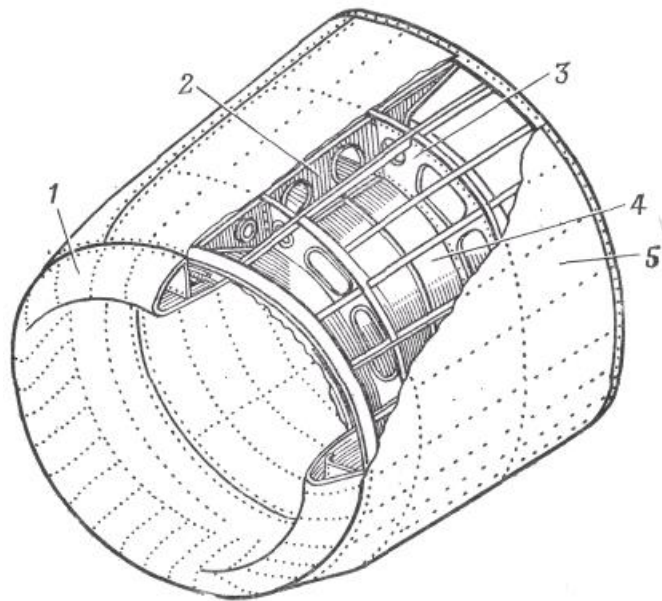


Рис. 39 Конструктивна схема дозвукового повітрязабірника

На рис.3.3. показано приклад конструкції дозвукового вхідного пристрою. Силовий каркас такого пристрою складається з поперечних силових елементів (шпангоутів) 3, поздовжніх силових елементів 2, внутрішньої 4 і зовнішньої 5 обшивок. В передній частині встановлюється закруглений обтікач (обичайка) 1.

Методика розрахунку при загальному проектуванні ТРД

Розрахунок двигуна проводиться при стандартних атмосферних умовах для висоти і швидкості крейсерського польоту ($H = H_{кр}$, $V = V_{кр}$).

За заданими висотою польоту H в таблиці стандартної атмосфери (ГОСТ 4401-81, Додаток Д.1.2) знаходяться параметри повітря на вході в двигун:

- тиск повітря p_n , Н/м²;
- густина повітря ρ_n , кг/м³;
- температура повітря T_n , К.

Потік у двигуні розбивається на ряд розрахункових перетинів, які є характерним для розрахунку параметрів окремих конструктивних елементів даного ТРД (див. Рис.1.1.):

Н–Н – незбурений потік перед двигуном,

Вх–Вх – вхід до вхідного пристрою ТРД,

В–В – вхід в компресор,

К–К – вихід з компресора,

Г–Г – вхід до турбіни,

Т–Т – вихід з турбіни,

С–С – вихід з реактивного сопла.

Далі проводиться розрахунок параметрів для кожного елемента ТРД.

Визначення вихідних даних для розрахунків

Визначаємо вихідні дані для розрахунків параметрів ТРД і вносимо отримані вихідні дані до таблиці.

Вихідні дані для розрахунків. Таблиця 9

Крейсерськ а висота польоту, $H_{кр}$, км	Крейсерськ а швидкість польоту, $V_{кр}$, км/год	Витрата повітря через двигун, $G_{пов}$, кг/с	Ступінь підвищення тиску повітря в компресорі, π_k^*	Температ ура газів перед турбіною, T_2^* , К
4	450	9,1	7,55	1200

Розрахунок вхідного пристрою ТРД

Геометрія вхідного пристрою ТРД визначається на розрахунковому режимі роботи двигуна, відповідного польоту ЛА на ешелоні (висота $H_{кр}$ і швидкість $V_{кр}$).

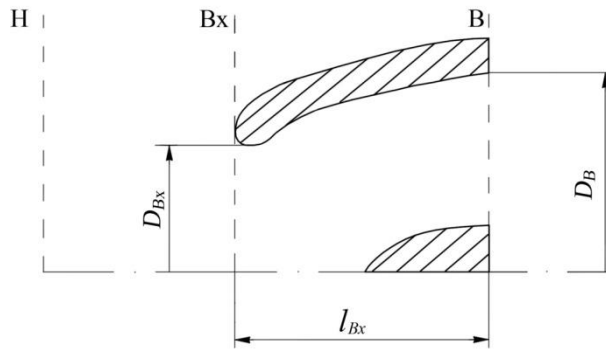


Рис. 40 Схема вхідного пристрою

Радіус кола, що описує обичайку в її передній частині, наближено знаходиться за формулою:

$$R = (0,04..0,05) \cdot \sqrt{F_{Вх}}$$

$F_{Вх}$ - площа прохідного каналу в перетині Вх-Вх (визначається після розрахунку діаметру каналу вхідного пристрою в перерізі Вх-Вх $D_{Вх}$ у п.6.10).

Кут нахилу зовнішньої поверхні обичайки до напрямку потоку, що набігає становить приблизно

$$\alpha_{зовн} = 5...7^\circ.$$

Вхідний канал повітрязбірника має вигляд дифузора, еквівалентний кут розкриття якого є досить невеликим, щоб уникнути відриву потоку від внутрішньої поверхні обичайки повітрязбірника, і становить

$$\alpha_{диф} = 3...5^\circ.$$

Виконуємо розрахунок параметрів вхідного пристрою у перетині В-В.

Повна температура повітря:

$$T_B^* = T_H \times \left(1 + \frac{k-1}{2} \times M_{кр}^2\right) = 363,5 \text{ К}$$

де T_H - температура повітря на висоті крейсерського польоту;

$M_{кр}$ - число Маха на режимі крейсерського польоту;

k – показник адіабати повітря (приймаємо $k = 1,403$).

Повний тиск повітря:

$$p_B^* = \sigma_{Bx} \times \left(1 + \frac{k-1}{2} \times M_{кр}^2\right) \times p_H = 32.37 \text{ кПа}$$

де p_H - статичний тиск зовнішнього повітря на висоті крейсерського польоту;

σ_{Bx} - коефіцієнтом збереження повного тиску, $\sigma_{Bx} = 0,96..0,98$.

Статична температура повітря:

$$T_B = T_B^* - \left(\frac{c_B^2}{2 \times C_{P(нов)}}\right) = 346,79 \text{ К} \quad (6.4)$$

де $C_{P(нов)}$ - середня питома теплоємність повітря, $C_{P(нов)} = 1004,5 \text{ Дж/(кг·К)}$;

c_B – осьова складова швидкості потоку в перетині В-В (на вході в компресор), для дозвукових вхідних пристроїв приймається значення $c_B = 170..195 \text{ м/с}$.

Статичний тиск повітря:

$$p_B = p_B^* \times \left(\frac{T_B}{T_B^*}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 70.46 \text{ кПа}$$

Густина повітря:

$$\rho_B = \frac{p_B}{R_B \times T_B} = 0.387 \text{ кг/м}^3$$

де R_B – газова стала для повітря, $R_B \approx 287 \text{ Дж/(кг·К)}$;

Площа прохідного каналу в перетині В-В:

$$F_B = \frac{G_B}{c_B \times \rho_B} = 0.101 \text{ м}^2$$

де G_B – витрата повітря через перетин В-В (згідно до закону про нерозривність потоку $G_B = G_{нов}$);

Діаметр каналу вхідного пристрою повітрязабірника в перерізі В-В D_B (дорівнює зовнішньому діаметру компресора D_K):

$$D_B = \sqrt{\frac{4 \times F_B}{\pi \times (1 - \bar{d}_B^2)}} = 0.4 \text{ м}$$

де $\bar{d}_B = \frac{d_B}{D_B}$ – відносний діаметр втулки компресора, $\bar{d}_B = 0,3..0,6$.

Діаметр та довжина втулки компресора:

$$d_B = \bar{d}_B \times D_B = 0.18 \text{ м}$$

$$L_{BK} = (1,0..1,2) \times d_B = 0.2 \text{ м}$$

Діаметр каналу вхідного пристрою в перерізі Вх-Вх D_{Bx} на розрахунковому режимі польоту ($H_{кр}$, $V_{кр}$) визначається за формулою:

$$D_{Bx} = 1,1 \times D_B \times \frac{1}{\sqrt{\frac{1 - \bar{c}_{Bx}^2}{1 - M_{кр}^2} + 1}} = 0.101 \text{ м}$$

де $M_{кр}$ – число маха на крейсерському режимі польоту;

$\bar{c}_{Bx} = c_{Bx} / V_{кр}$ - відносна швидкість потоку на вході у повітрязабірник, для дозвукових повітрязабірників $\bar{c}_{Bx} = 0,5..0,65$;

Довжина вхідного пристрою визначається за діаметром D_B :

$$L_{Bx} = (0,5..1) \times D_B = 0.071 \text{ м}$$

На основі отриманих розрахункових значень геометричних параметрів виконуємо ескізне креслення теоретичного контуру вхідного пристрою ТРД у стандартному масштабі ЄСКД.

2.2 Розрахунок компресора

Компресор призначений для стиснення повітря і підведення його до камери згоряння.

1.1. Принцип роботи осевого компресора ТРД

Ступінь осевого компресора складається з робочого колеса (РК) і розташованого за ним направляючого апарату (НА). На вході до першої ступені компресора часто встановлюється вхідний направляючий апарат (ВНА), який забезпечує певне натікання потоку на лопатки робочого колеса.

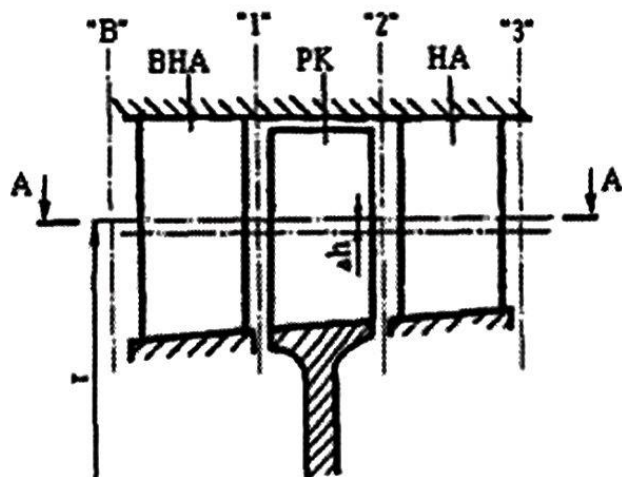


Рис. 41 Схема першої ступені осьового компресора. В, 1, 2, 3 – перетини.

Всі струмочки повітря, що входять до ступені, наприклад, на середньому радіусі, рухаються далі по поверхні току, близькій до циліндричної. Якщо розсікти ступінь такою циліндричною поверхнею (перетин А-А на рис.1.3) і отриманий перетин розгорнути на площину, то отримаємо решітки профілів ВНА, РК і НА (рис.1.4).

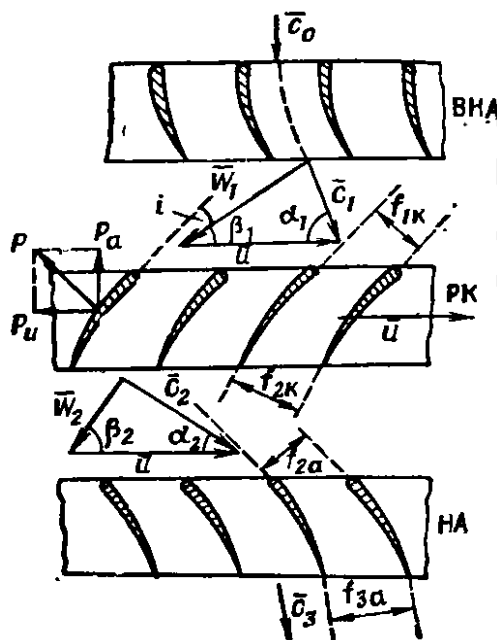


Рис. 42 Схема решіток профілів першої ступені осьового компресора.

Лопатки вхідного направляючого апарату закручують потік в бік обертання робочого колеса (позитивне попереднє закручування повітря). РК, отримуючи енергію від турбіни, через лопатки передає її повітряному потоку.

По відношенню до робочого колеса струмочок повітря рухається з відносною швидкістю \bar{W}_1 , яка визначається як різниця векторів абсолютної швидкості \bar{c}_1 і колової (переносної) швидкості \bar{u} . Канал між лопатками робочого колеса внаслідок кривизни лопаток виконаний з розширенням ($f_{2K} > f_{1K}$), тому при дозвуковій течії швидкість потоку зменшується ($W_2 < W_1$), а тиск повітря зростає ($p_2 > p_1$). У той самий час відбувається збільшення абсолютної швидкості ($c_2 > c_1$). При обтіканні потоком лопаток РК на них виникає аеродинамічна сила P , осьова складова якої P_a передається на упорний підшипник валу і приймає участь у створенні сили тяги, а колова складова P_u перешкоджає обертанню робочого колеса. Для подолання цієї сили до валу ротора компресора повинен бути прикладений обертальний момент. Підведення потужності від турбіни забезпечує одночасне підвищення потенційної (зростання тиску) і кінетичної (зростання абсолютної швидкості) енергії повітряного потоку при його протіканні через робоче колесо.

На лопатки направляючого апарату потік набігає зі швидкістю $\bar{c}_2 = \bar{W}_2 + \bar{u}$. Канал поміж лопатками НА виконаний також з розширенням ($f_{2a} > f_{1a}$), і ньому дозвуковий потік гальмується ($c_3 > c_2$), а тиск його зростає ($p_3 > p_2$). В НА підвищення тиску повітря здійснюється за рахунок перетворення кінетичної енергії газового потоку, накопиченої в робочому колесі, в потенційну енергію.

Таким чином, стиснення повітря в осьовій ступені відбувається як в РК, так і в НА.

Сумарний ступінь підвищення тиску в компресорі визначається як:

$$\pi_k^* = \prod_{i=1}^z \pi_{cm-i}^* = \frac{p_k^*}{p_B^*}$$

де p_k^* - повний тиск загальмованого потоку повітря за компресором, z – кількість ступенів компресора.

Конструктивні особливості осьового компресора.

Багатоступінчастий осьовий компресор складається з ротора і статора.

Ротори компресора в залежності від конструкції силової частини, яка несе робочі лопатки, розділяються на три типа: барабанні, дискові і барабанно-дискові.

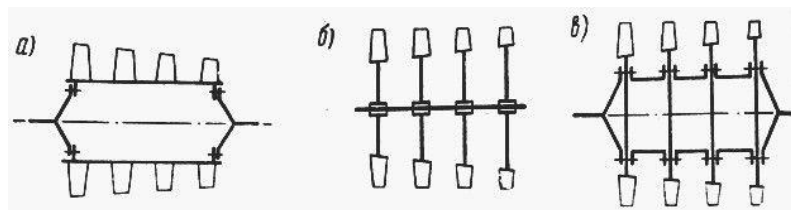


Рис. 43 Типи роторів осьових компресорів:

а) барабанний, б) дисковий, в) барабанно-дисковий.

Ротор *барабанного* типу має циліндричний або конічний барабан, до торців якого кріпляться диски з передньою і задньою цапфами. На зовнішній поверхні барабана виконуються пази для кріплення лопаток. Часто барабан виконується цілним, виточеним з однієї поковки.

Ротори барабанного типу мають високу згинальну жорсткість, але малу несучу здатність при дії відцентрових сил, тому застосовуються при колових швидкостях барабана, що не перевищують 180-200 м/с. Для зниження напружень при дії відцентрових сил на барабані виконують ребра.

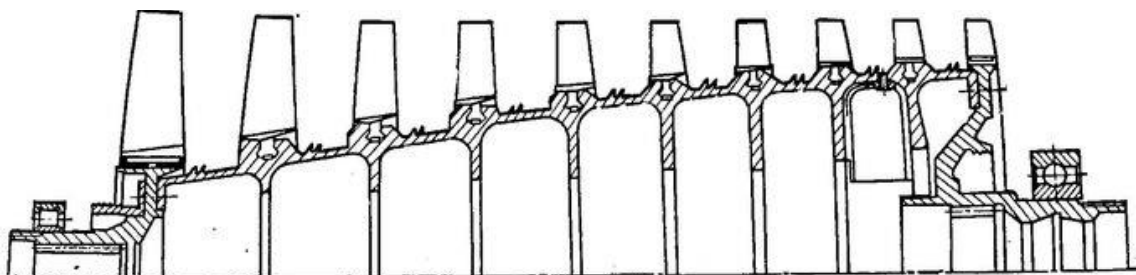


Рис. 44 Ротор барабанного типу.

Ротор дискового *дискового* типу складається з ряду дисків, посаджених на вал. Крутний момент передається частіше за все через шліцьові з'єднання. Такий ротор добре витримує відцентрові навантаження, але має недостатню згинальну жорсткість. Для збільшення згинальної жорсткості між дисками по їх периферійній частині встановлюють кільцеві проставки.

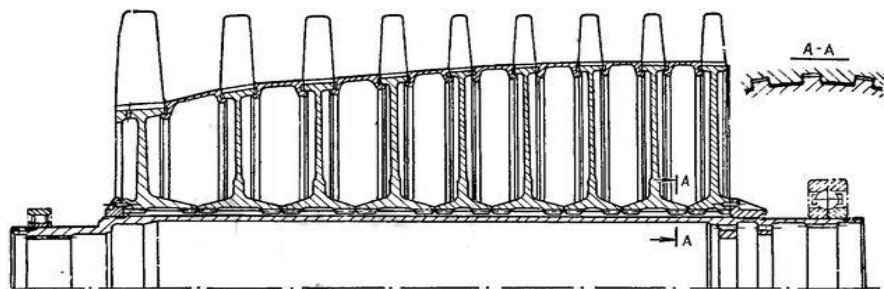


Рис. 45 Ротор дискового типу.

Ротор барабанно-дискового типу має і барабан і диски. Він поєднує переваги і барабанного і дискового роторів, тому такий тип широко застосовується в сучасних ГТД.

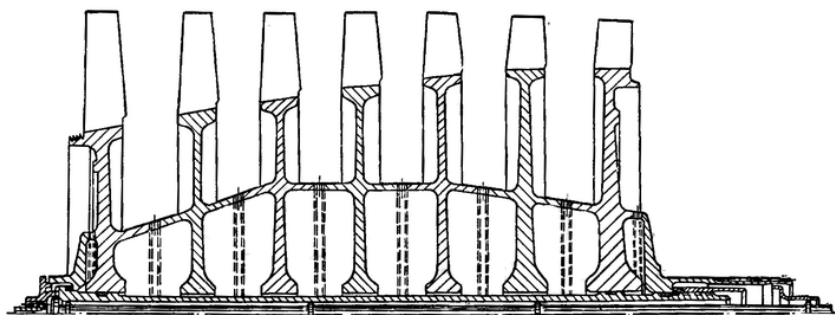


Рис. 46 Ротор барабанно-дискового типу.

Статор осьового компресора складається з направляючих апаратів, корпусу і опор ротора. Для забезпечення можливості монтажу корпус, зазвичай, має поперечні та поздовжні роз'єми. Лопатки направляючих апаратів можуть бути поворотними і нерухомими, консольними і бандажованими.

Матеріалами для деталей компресора слугують алюмінієві і титанові сплави і сталі. Алюмінієві сплави застосовуються для деталей, які працюють при температурах до 200-250 °С, титанові сплави – для деталей, які працюють при температурах до 400-450 °С. Деталі останніх ступенів компресора, що знаходяться в зоні підвищених температур, виготовляють, зазвичай, зі сталей. Зі сталі виготовляють також лопатки перших ступенів компресорів, оскільки сталь є більш стійкою до забоїн сторонніми предметами.

Для зменшення зазорів і, як наслідок, перетікань повітря на корпусі над робочими лопатками наносять асбографітоталькові покриття.

Розрахунок осьового компресора трд:

Розрахунок компресора зводиться до визначення:

- параметрів повітря на вході в компресор $T_B^*, T_B, p_B^*, p_B, \rho_B$;
- параметрів повітря на виході з компресора $T_K^*, T_K, p_K^*, p_K, \rho_K$;
- довжини лопаток першого та останнього ступенів компресора;
- кількості ступенів (z) та довжини (l_K) компресора;
- роботи компресора і потужності, споживаної компресором.

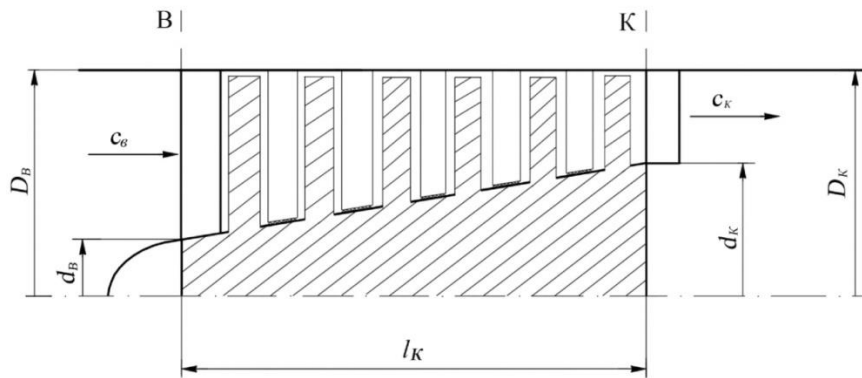


Рис. 47Схема осевого компрессора ТРД

Параметри компрессора у перетині В-В

(беремо з розрахунку параметрів у перетині В-В вхідного пристрою)

Повна температура повітря: $T_B^* = 363.5 \text{ К}$

Повний тиск повітря: $p_B^* = 82970 \text{ Па}$

Статична температура повітря: $T_B = 346.8 \text{ К}$

Статичний тиск повітря: $p_B = 70460 \text{ Па}$

Густина повітря: $\rho_B = 0.710 \text{ кг/м}^3$

Зовнішній діаметр компрессора (дорівнює діаметру каналу вхідного пристрою повітрязабірника в перерізі В-В): $D_B = 0.56 \text{ м}$

Діаметр та довжина втулки компрессора: $d_B = 0.09 \text{ м}$ $l_{BK} = 0.10 \text{ м}$

Довжина лопаток робочого колеса першого ступеню компрессора:

$$h_B = \frac{D_B - d_B}{2} = 0.24 \text{ м} \quad (1.1)$$

Параметри компрессора у перетині К-К

Визначення питомої роботи компрессора:

$$L_K^* = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_B^* \cdot \left(\pi_K^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K^*} = 317810 \text{ Дж/кг} \quad (1.2)$$

ступінь підвищення тиску повітря приймаємо $\pi_K^* = 12$, ККД $\eta_K^* = 0,86$.

Повний тиск повітря:

$$p_K^* = p_B^* \cdot \pi_K^* = 719377 \text{ Па} \quad (1.3)$$

Повна температура повітря:

$$T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{C_{PB}} = 579 \text{ К} \quad (1.4)$$

де C_{PB} - осьова складова швидкості потоку повітря в перетині В-В (порахована в ЛРН№1)

Статична температура повітря:

$$T_K = T_K^* - \frac{c_K^2}{2 \cdot C_{PB}} = 572 \text{ К} \quad (1.5)$$

На виході з останніх ступенів компресора величина осьової швидкості c_K не повинна перевищувати 120...150 м/с.

Статичний тиск повітря:

$$p_K = p_K^* \cdot \left(\frac{T_K}{T_K^*} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 688846 \text{ Па} \quad (1.6)$$

Густина повітря:

$$\rho_K = \frac{p_K}{R \cdot T_K} = 4,2 \text{ кг/м}^3 \quad (1.7)$$

Площа прохідного перетину

$$F_K = \frac{G_{нов}}{c_K \cdot \rho_K} = 0,02 \text{ м}^2 \quad (1.8)$$

Зовнішній D_K та внутрішній d_K діаметри компресора.

Приймаємо закон профілювання проточної частини компресора $D_K = D_B = \text{const}$

$$D_K = 0,32 \text{ м}$$

Внутрішній діаметр компресора:

$$d_K = \sqrt{D_K^2 - \frac{4 \cdot F_K}{\pi}} = 0,28 \text{ м} \quad (1.9)$$

Довжина лопаток на виході з компресора:

$$h_K = \frac{D_K - d_K}{2} = (1.43 - 1.3069)/2 = 0.02 \text{ м} \quad (1.10)$$

Визначаємо кількість ступенів (z) компресора. Зазвичай підвищення тиску на одному ступені осьового компресора змінюється в межах $\pi_{CT}^* = 1,3 \dots 1,5$.

$$z = \frac{\lg \pi_K^*}{\lg \pi_{CT}^*} \approx 6 \quad (1.11)$$

Визначаємо довжину компресора:

$$l_K = 2,4 \cdot b_{CP} \cdot z = 0,48 \text{ м} \quad (1.12)$$

де b_{CP} – середня хорда профілю лопатки $b_{CP} = 0,5 \times h_{CP}$.

Середню висоту компресорної решітки h_{CP} визначимо за формулою:

$$h_{CP} = \frac{h_B + h_K}{2} = (0,5 + 0,06155)/2 = 0,07 \text{ м} \quad (1.13)$$

Визначаємо потужність, яку споживає компресор:

$$N_K = L_K \times G_{нов} = 2892075 \text{ Вт} \quad (1.14)$$

2.3 Розрахунок камери згоряння

Призначення та принцип роботи основних камер згоряння ТРД.

Основні камери згоряння призначені для нагріву робочого тіла (повітря, газу) за рахунок спалювання в них палива.

Горіння паливно-повітряної суміші являє собою хімічну реакцію окислення, яка здійснюється з виділенням тепла. Швидкість горіння (окислення) залежить від температури та складу суміші і характеризується коефіцієнтом надлишку повітря:

$$\alpha = \frac{L_D}{L_0} = \frac{G_{нов}}{G_{нал} \cdot L_0}$$

де L_D - дійсна кількість повітря, необхідна для спалення 1 кг палива;

L_0 - кількість повітря, що теоретично необхідна для повного згоряння 1 кг палива (для авіаційних керосинів $L_0 = 14,8$);

$G_{нал}$ - кількість палива.

При температурах порядку 1200-1600 К, що досягаються в основних камерах згоряння сучасних ГТД, значення коефіцієнта надлишку повітря (середнє для всієї камери) повинно складати $\alpha = 2,5 \dots 3,5$ і більше (але не більше 5..7). При таких значеннях α паливо не запалюється. Тому все повітря, що потрапляє до камери згоряння, розділяють на три потоки (рис. 1.1): первинний G_I , вторинний G_{II} і третинний G_{III} .

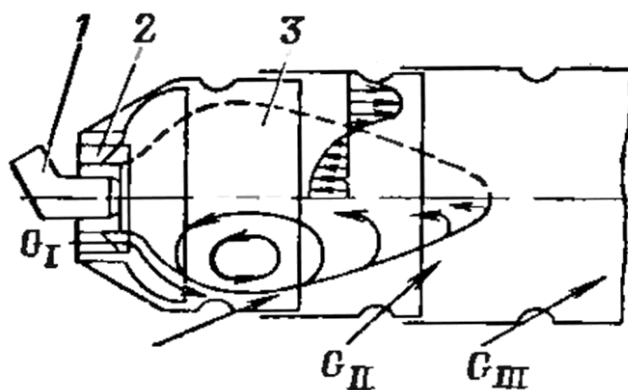


Рис. 48 Схема основної камери згоряння ГТД:

1 – форсунка; 2 – вихореутворювач; 3 – зона зворотних токів.

Первинний потік повітря G_I поступає безпосередньо до місця розташування форсунки 1, де утворюється збагачена суміш ($\alpha = 0,7 \dots 0,8$) і забезпечується найвища швидкість турбулентного горіння. В передній частині камери згоряння (жарової труби) утворюється зона горіння. Стабілізація полум'я в зоні горіння забезпечується за рахунок утворення зони зворотних токів 3.

Утворення зон зворотних токів можливе, наприклад, за рахунок вихореутворювача 2, розташованого в передній частині жарової труби. Первинне повітря, проходячи крізь вихореутворювач, закручується. Навколо осі камери утворюється вихор що обертається. При цьому в центральній частині вихору виникає область пониженого тиску. В цю область спрямовуються гарячі гази з середньої частини камери згоряння, які підвищують випаровування і повноту згоряння палива, а також безперервно

запалюють нову паливно-повітряну суміш. При цьому в зоні горіння забезпечується температура порядку 2300-2500 К.

Вторинний потік повітря G_{II} потрапляє в жарову трубу крізь передні ряди отворів і призначений для завершення процесу горіння. Коефіцієнт α при цьому зростає до 1,5..1,8, а температура знижується приблизно до 2000 К.

Третинне повітря G_{III} підводиться крізь задні ряди отворів в стінці жарової труби в зону змішування і призначене для пониження температури і утворення потрібного поля температур перед лопатками турбіни. Вторинний і третинний потоки повітря використовуються також для охолодження стінок камери згорання.

Конструкція основних камер згорання ГТД.

Типи основних камер згорання ГТД

Застосовуються практично камери згорання трьох основних типів (рис. 1.1): а - трубчасті (індивідуальні), б - трубчасто-кільцеві і в - кільцеві.

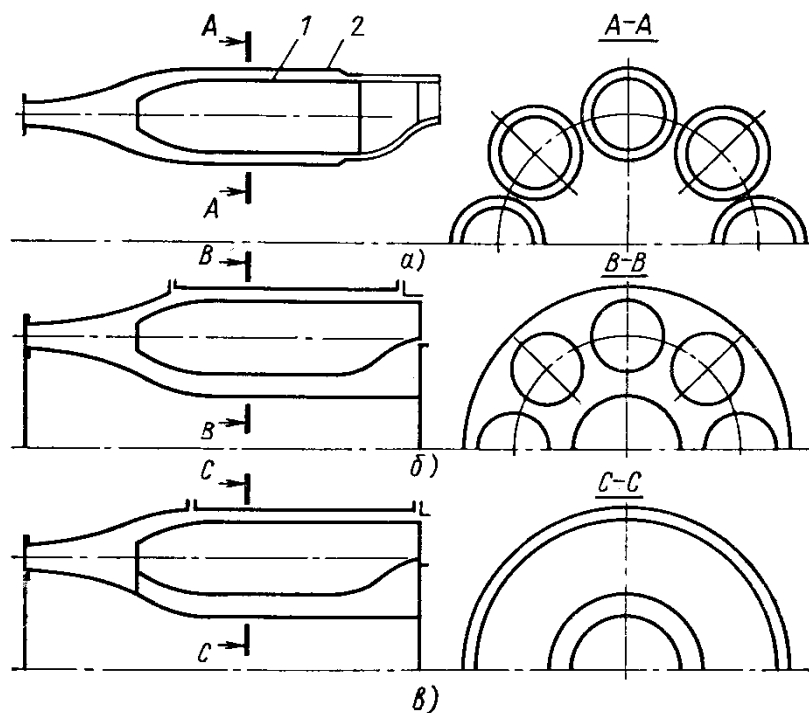


Рис. 49 Типи основних камер згорання ГТД

Трубчаста (вгорі на рис. 1.2) камера згоряння складається з жарової труби 1, всередині якої організовується процес горіння, і корпусу (кожуха) 2. На двигунах зазвичай встановлювалося кілька таких камер. В сучасних авіаційних ГТД трубчасті камери згоряння практично не використовуються.

У *трубчасто-кільцевій* камері всі жарові труби укладені в загальний корпус, який має внутрішню і зовнішню поверхні, що охоплюють вал двигуна.

У *кільцевій* камері згоряння (внизу на рис. 1.2) жарова труба має в перетині форму кільця, також охоплює вал двигуна.

РОЗРАХУНОК КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ТРД

Розрахунок камери згоряння зводиться до визначення:

- параметрів газу на вході з камери згоряння $T_G^*, T_G, p_G^*, p_G, \rho_G$;
- довжини камери згоряння $L_{КЗ}$;
- відносної витрати палива $g_{нал} = \frac{G_{нал}}{G_{нов}}$;
- коефіцієнта надлишку повітря на виході з камери згоряння $\alpha_{КЗ}$.

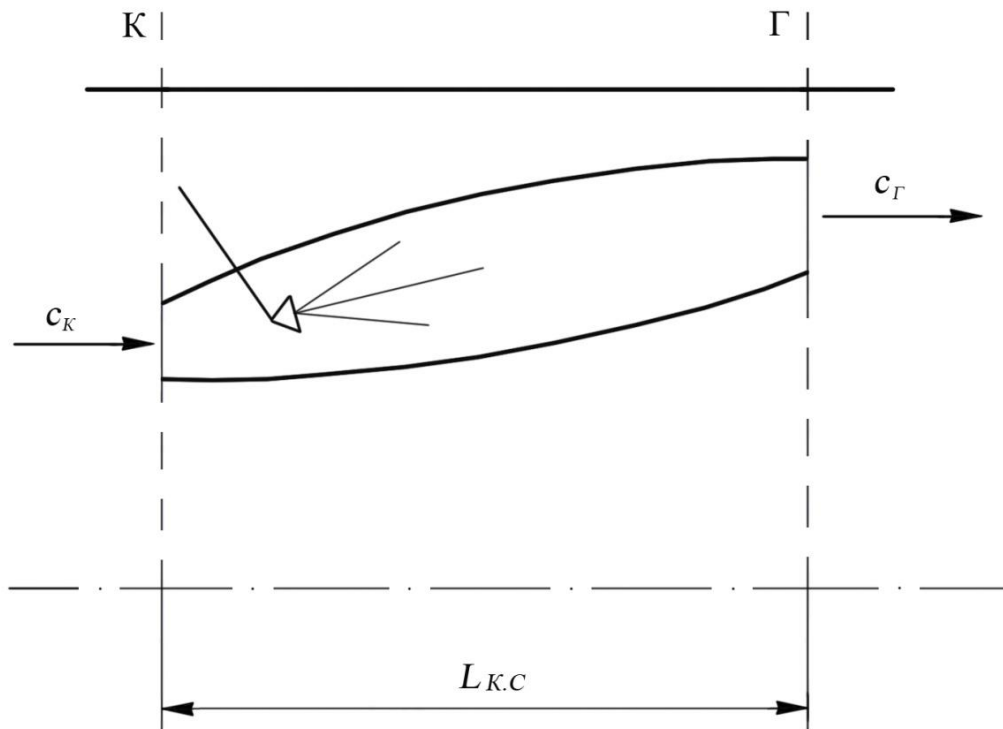


Рис. 50 Схема камери згоряння ТРД

Перетин Г-Г

Повна температура газів (задана у вихідних даних): $T_G^* = 1250 \text{ К}$

Повний тиск газів на вході в турбіну p_G^* розраховується по заданій температурі T_G^* і в залежності від типу камери згоряння, у відповідності до якого оцінюється можлива величина коефіцієнта відновлення повного тиску $\sigma_{КЗ} = 0,92 \dots 0,97$. При цьому чим вище T_G^* , тим менше значення $\sigma_{КЗ}$ рекомендується приймати.

$$p_G^* = p_K \times \sigma_{КЗ} = 647516 \text{ Па}$$

Статична температура газів

$$T_G = T_G^* - \frac{c_G^2}{2 \times C_{pГ}} = 1233 \text{ К}$$

На виході з камери згоряння осьова швидкість газів повинна бути в межах $c_{\Gamma} = 160..220$ м/с.

Питома теплоємність газів:

$$C_{p\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} \times R_{\Gamma} = 1161 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$$

де коефіцієнт адіабати для газів $k_{\Gamma} = 1,33$, газова стала $R_{\Gamma} = 288$ Дж/(кг·К).

Статичний тиск газів

$$p_{\Gamma} = p_{\Gamma}^* \left(\frac{T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1}} = 612287 \text{ Па}$$

Густина газів

$$\rho_{\Gamma} = \frac{p_{\Gamma}}{R_{\Gamma} \cdot T_{\Gamma}} = 1,72 \text{ кг}/\text{м}^3$$

Розміри камери згоряння.

Зовнішній діаметр камери згоряння на вході (перетин К-К) дорівнює діаметру компресора

$$D_{КЗ}^{зовн} \text{ К-К} = D_{К} = 0,32 \text{ м}$$

Зовнішній діаметр камери згоряння на виході (перетин Г-Г) дорівнює діаметру турбіни

$$D_{КЗ}^{зовн} \text{ Г-Г} = D_{\Gamma} = 1,15 \cdot D_{К} = 0,37 \text{ м}$$

Внутрішній діаметр камери згоряння $D_{КЗ}^{нут}$ визначається зі співвідношення

$$\bar{D}_{К.С} = D_{КЗ}^{нут} / D_{КЗ}^{зовн} = 0,6 \text{ м}$$

Значення $\bar{D}_{К.С}$ визначається з діапазону $\bar{D}_{К.С} = 0,5..0,7$.

$$D_{КЗ}^{нут} = \bar{D}_{К.С} \times D_{КЗ}^{зовн} = 0,22 \text{ м}$$

Довжина камери згоряння $l_{КЗ}$ визначається сумою довжини дифузора камери згоряння $l_{диф}$ ($l_{диф} = 100..150$ мм) і довжини жарової труби $l_{жст}$ ($l_{жст} = 400..600$ мм).

$$l_{КЗ} = l_{диф} + l_{жст} = 100+400 = 500 \text{ мм}$$

Для забезпечення високої повноти згоряння і досить рівномірного поля температур на виході з камери згоряння відношення довжини жарової труби $l_{жст}$ до її поперечного розміру $D_{жст}$ має становити не менше 3...4 ($l_{жст} = l_{жст} / D_{жст}$). Однак це негативно позначається на габаритах і масі двигуна, крім цього у вихлопному струмені з'являється підвищена кількість сажі, що приводить до зростання димності двигуна. В сучасних ГТД домагаються зменшення відносної довжини жарової труби $\bar{l}_{жст}$ до значень 2,0...2,5. При цьому практично відсутній дим у вихлопних газах, але дещо звужується діапазон стійкої роботи камер згоряння за складом суміші. Приймаємо компромісне рішення щодо одночасного забезпечення стійкої роботи камери згоряння і прийняттого рівня димності, вибираючи $\bar{l}_{жст} = 3,0$.

В результаті діаметр жарової труби дорівнює:

$$D_{жст} = l_{жст} / \bar{l}_{жст} = 400/3 = 133 \text{ мм}$$

Для сучасних ГТД відносна довжина дифузорів камер згоряння

$$\bar{l}_{диф} = l_{диф} / D_{диф} = 0,8..1,5.$$

$$D_{диф} = l_{диф} / \bar{l}_{диф} = 125 \text{ мм}$$

Відносна витрата палива в основній камері згоряння:

$$g_{нал} = \frac{G_{нал}}{G_{пов}} = \frac{C_{PГ} \cdot (T_{Г}^* - T_{К}^*)}{H_u \cdot \eta_{Г}} = 0.013$$

де H_u - найнижча (робоча) теплотворна здатність палива (для авіаційних керосинів $H_u = 42900..43100$ кДж/кг),

$\eta_{Г}$ - коефіцієнт повноти згоряння (виділення теплоти), який на розрахункових режимах для основних камер згоряння приймає значення в

межах 0,970..0,995. При цьому чим вище температура T_{Γ}^* (більша область горіння в жарових трубах), тим більше значення коефіцієнта η_{Γ} рекомендується приймати для розрахунків.

Коефіцієнт надлишку повітря на виході з камери згорання (α_{K3}) рахується за формулою:

$$\alpha_{K3} = \frac{1}{g_{нал} \cdot L_0} = 3,61$$

де L_0 - кількість повітря, що теоретично необхідна для повного згорання 1 кг палива (для авіаційних керосинів $L_0=14,8$).

Якщо розраховане значення α_{K3} виявиться більшим 6..7 або меншим 1..2, то робочий процес в камері згорання практично не здійснений, оскільки при цьому відбувається „зрив” полум’я через занадто збідненої або збагаченої суміші, відповідно. Для отримання позитивного результату необхідно збільшити π_K^* , або T_{Γ}^*

2.4 Розрахунок газової турбіни

Призначення та принцип роботи газових турбін ГРД.

Газова турбіна являє собою лопаткову машину, в якій потенційна енергія стисненого і розігрітого газу перетворюється в механічну роботу на валу турбіни.

В турбореактивному двигуні газова турбіна приводить в дію компресор і допоміжні агрегати, в турбогвинтовому двигуні окрім компресора і допоміжних агрегатів турбіна обертає повітряний гвинт.

Для газової турбіни характерні велика потужність, що розвивається в одному агрегаті, висока економічність, малі габарити і маса, відносна простота конструкції.

Внаслідок високої потужності, що розвивається осьовою ступінню газової турбіни, в авіаційних ГТД число ступенів турбіни менше числа

ступенів компресора. Процес розширення газу в багатоступеневій турбіні складається з послідовних процесів розширення в окремих її ступенях.

Ступінь газової турбіни (рис.1.1) складається з нерухомого соплового апарату (СА) і робочого колеса. Якщо розсікти ступінь циліндричною поверхнею а-а, яку наближено можна розглянути як поверхню току, а потім розгорнути перетин на площину, отримаємо решітку профілів соплового апарату і робочого колеса (рис.1.2).

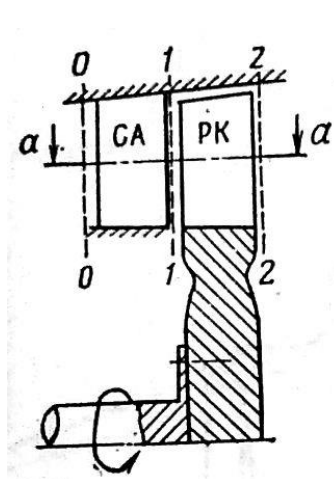


Рис. 51 Схема ступеня газової турбіни

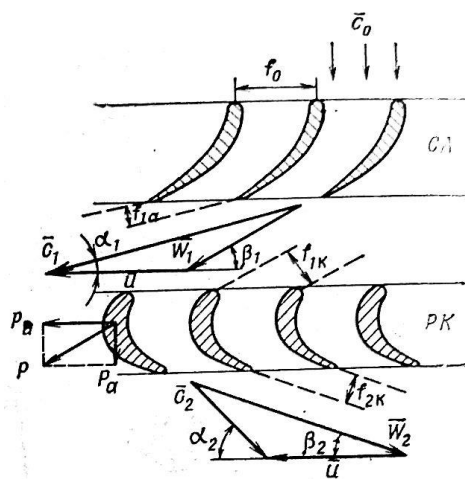


Рис. 52 Схема решіток профілів ступеня газової турбіни

Стан газу на вході в сопловий апарат ступені характеризується тиском p_0 , температурою T_0 і швидкістю c_0 . Лопатки соплового апарату утворюють криволінійні канали, що звужуються ($f_0 > f_{1a}$), в яких дозвуковий потік розганяється ($c_1 > c_0$), а його тиск і температура падають ($p_1 < p_0$; $T_1 < T_0$). Таким чином, у сопловому апараті частина потенційної енергії газового потоку перетворюється в кінетичну.

Відносна швидкість W_1 на вході в робоче колесо визначається як векторна різниця швидкостей c_1 і u . Лопатки робочого колеса зазвичай також утворюють канали що звужуються ($f_{2k} < f_{1k}$), в яких газ продовжує розширяться ($p_2 < p_1$). При цьому відносна швидкість газового потоку збільшується ($W_2 > W_1$), а температура зменшується ($T_2 < T_1$). При протіканні газу крізь лопатки робочого колеса зменшується також і його абсолютна

швидкість ($c_2 < c_1$). Одночасне зниження швидкості і тиску пояснюється тим, що газ виконує зовнішню роботу.

При обтіканні газом лопаток РК у результаті повороту потоку і дії на частинки газу центр обіжних сил на увігнутій поверхні лопаток утворюється підвищений тиск, а на вигнутій – понижений. Рівнодіючу сил тиску P можна розкласти на дві складові: окружну P_u , яка створює обертальний момент, який приводить РК в рух, і осьову P_a , яка передається через упорний підшипник на корпус і спрямована в протилежний бік до напрямку дії сили тяги.

Ступінь турбіни, в якій розширення газу здійснюється як у сопловому апараті, так і в робочому колесі, називається *реактивною*.

Якщо лопатки робочого колеса спрофільовані по дузі кола, то площі на вході і на виході між лопаткового каналу однакові ($f_{2k} = f_{1k}$). В такому каналі тиск, температура і відносна швидкість газового потоку (без врахування витрат) залишаються сталими, і робота обертання турбіни здійснюється газом лише за рахунок зменшення його кінетичної енергії ($c_2 < c_1$). Така ступінь турбіни називається *активною*.

В авіаційних ГТД знаходять застосування головним чином реактивні турбіни.

Конструкція газових турбін ТРД.

Газові турбіни діляться за числом роторів на одно-, дво- і трироторні і за числом ступіней на одно-, дво- і багатоступінчасті.

Газова турбіна ТРД складається з ротора і статора.

Ротор газової турбіни складається з одного або декількох дисків з робочими лопатками і вала.

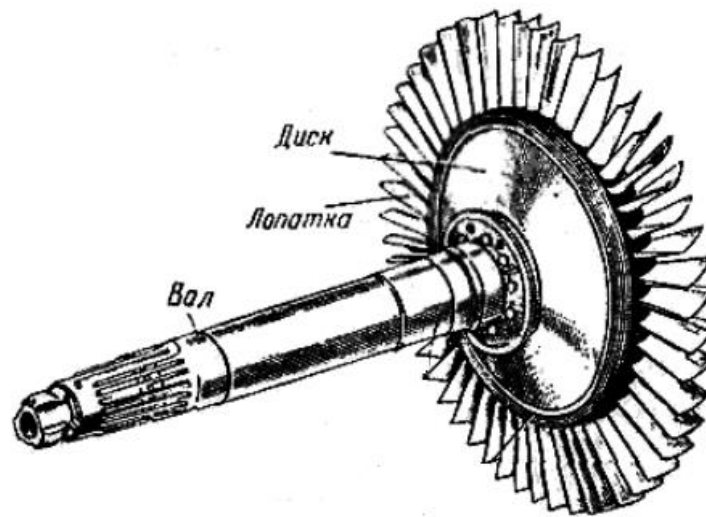


Рис.53 Ротор газової турбіни ТРД.

Статор газової турбіни складається з корпусів і соплових апаратів. Корпус окрім високої міцності повинен мати високу жорсткість до згинаючих навантажень і забезпечувати чітке і надійне центрування всіх вузлів і деталей, що спрягаються з ним.

Робочі лопатки роторів турбін і лопатки соплових апаратів виготовляються з жаростійких сплавів на нікелевій основі, іноді - жаростійких сталей.

Розрахунок газової турбіни трд

Розрахунок турбіни зводиться до визначення:

- ступеня зниження тиску газу π_T^* ;
- параметрів газу на виході з турбіни - $p_T^*, p_T, T_T^*, T_T, \rho_T$;
- геометричних розмірів турбіни - діаметрів на вході і виході, довжини турбіни, висоти лопаток на вході і виході;
- кількості ступенів (z) турбіни.

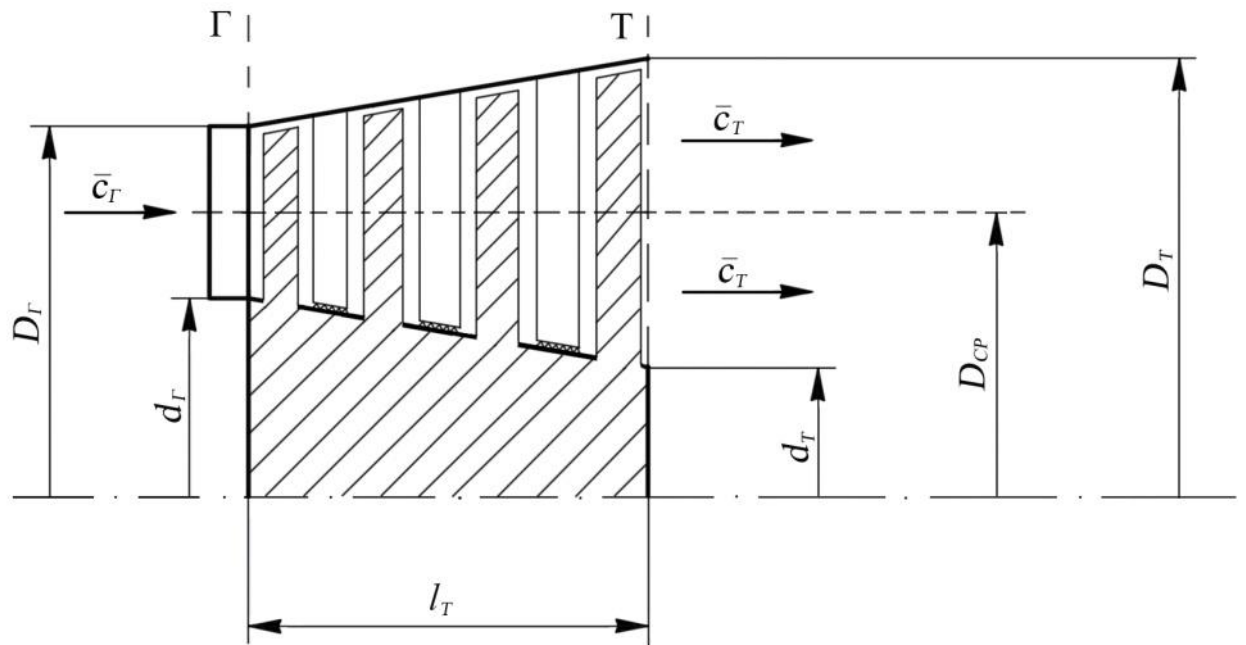


Рис. 54 Схема осьової газової турбіни ТРД.

Перетин Г-Г

Використовуючи одну з умов спільної роботи газогенератора (компресора, камери згоряння і турбіни) в одновальному ТРД на сталих режимах, визначимо співвідношення між витратами $G_{нов}$ і G_T .

Витрата повітря через компресор $G_{нов}$ дорівнює сумі витрат повітря через камеру згоряння $G_{КЗ}$, повітря що відводиться від компресора на охолодження $G_{охол}$ і відбирається для інших цілей $G_{відб}$, тобто

$$G_{нов} = G_{КЗ} + G_{охол} + G_{відб} \quad (2.1)$$

Витрата газу через турбіну G_T дорівнює сумі витрат повітря на вході в камеру згоряння $G_{КЗ}$ і секундної витрати палива $G_{нал}$, тобто

$$G_T = G_{КЗ} + G_{нал} \quad (2.2)$$

Зі спільного розв'язання співвідношень (2.1) і (2.2) отримаємо:

$$G_{\Gamma} = G_{K3} \cdot (1 + g_{нал}) = (G_{нов} - G_{охол} - G_{відб}) \cdot (1 + g_{нал}) = G_B \cdot (1 - g_{охол} - g_{відб}) \cdot (1 + g_{нал}) =$$

$$7.69 \text{ кг/с} \quad (2.3)$$

Де:

$g_{відб} = G_{відб}/G_{нов}$ - відносна витрата повітря, що відбирається від компресора високого тиску на потреби повітряного судна (кондиціонування повітря в кабіні екіпажу і салонах, вентиляція приладових відсіків, обігрів повітрязабірників та ін.). Величина $g_{відб}$ в першому наближенні приймається рівною 0,01...0,02, а в заключній частині розрахунку здійснюється перевірка його прийнятого значення. Приймаємо $g_{відб} = 0,01$.

$g_{охол}$ - відносна витрата повітря, що йде на охолодження турбіни. Величина $g_{охол}$ може бути визначена для прийнятої системи охолодження (конвективна, конвективно-плівкова, загороджувальна) лише після розрахунку теплового стану основних деталей турбіни (лопаток, дисків, корпусів) і їх розрахунку на міцність. Можна умовно прийняти, що до $T_{\Gamma}^* = 1250...1270 \text{ К}$ турбіна не охолоджувана (перший сопловий апарат має конвективну систему охолодження, а робочі і соплові лопатки всіх наступних ступенів виконані без системи охолодження), а при $T_{\Gamma}^* > 1270 \text{ К}$ турбіна охолоджувана (робочі лопатки також, як і соплові, мають систему охолодження). Залежно від прийнятої системи охолодження і T_{Γ}^* за графіком (рис. 2.2) визначаємо величина $g_{охол} (0,16)$.

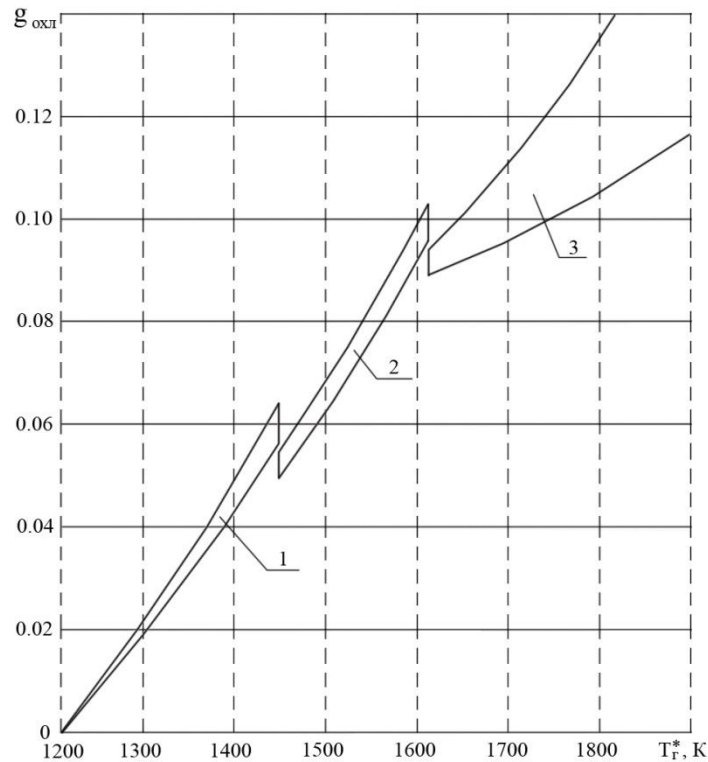


Рис. 55 Залежність відносної витрати повітря на охолодження турбіни від температури газу перед турбіною і типу системи охолодження лопаток:

1 – внутрішньо-конвективне охолодження; 2 - комбіноване (конвективно-плівкове) охолодження; 3 - пористе і проникне охолодження (багатошарові перфоровані матеріали)

Назвемо величину $g_{\Gamma} = G_{\Gamma}/G_{нов}$ – відносною витратою газу і обчислимо її значення:

$$g_{\Gamma} = (1 - g_{охол} - g_{відб}) \cdot (1 + g_{нал}) = 0.85 \quad (2.4)$$

Площа прохідного перетину:

$$F_{\Gamma} = \frac{G_{нов} \cdot g_r}{c_{\Gamma} \cdot \rho_{\Gamma}} = 0.022 \text{ м}^2 \quad (2.5)$$

Зовнішній діаметр турбіни

$$D_{\Gamma} = 1,15 \times D_K = 0.37 \text{ м} \quad (2.6)$$

Внутрішній діаметр турбіни

$$d_{\Gamma} = \sqrt{D_{\Gamma}^2 - \frac{4F_{\Gamma}}{\pi}} = 0.33 \text{ м} \quad (2.7)$$

Довжина лопаток

$$h_r = \frac{D_r - d_r}{2} = 0.02 \text{ м} \quad (2.8)$$

Середній діаметр турбіни.

Розширення каналу в турбіні забезпечується за рахунок збільшення зовнішнього діаметра D_r і зменшення внутрішнього діаметра d_r , при цьому $D_{cp} = \text{const}$.

$$D_{cp} = D_r - h_r = 0.349 \text{ м} \quad (2.9)$$

З рівняння балансу потужностей турбіни і компресора знаходиться питома робота розширення газу в турбіні L_T .

Потужність турбіни N_T дорівнює сумі потужностей компресора N_K , допоміжних агрегатів N_{agr} і тертя в підшипниках $N_{тр}$, тобто

$$N_T = N_K + N_{agr} + N_{тр} \quad \text{або} \quad N_T \cdot \eta_m = N_K \quad \text{або} \quad L_T \cdot G_r \cdot \eta_m = L_K \cdot G_{нов} ,$$

Що у відповідності до (2.3) і (2.4) приводить до рівняння балансу работ компресора і турбіни

$$L_K = L_T \cdot g_r \cdot \eta_m \quad (2.10)$$

Де η_m – коефіцієнт, що враховує витрати потужності на привід допоміжних агрегатів N_{agr} (паливних, масляних і гідронасосів, електрогенераторів та інших пристроїв) і на подолання тертя $N_{тр}$ в підшипниках ротора турбокомпресора. Рекомендується в першому наближенні приймати коефіцієнт η_m рівним 0,99...0,995, більші значення відповідають більш потужним двигунам. З рівняння (2.10) визначимо:

$$L_T = \frac{L_K}{\eta_m \cdot g_r} = 442082 \text{ Дж/кг} \quad (2.11)$$

Визначаємо ступінь пониження тиску газу в турбіні з рівняння

$$L_T = c_{pг} \cdot T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^* \frac{k_2 - 1}{k_2}} \right) \cdot \eta_T^* \quad (2.12)$$

$$\pi_T^* = \frac{1}{\left(1 - \frac{L_T}{c_{pг} \cdot T_r^* \cdot \eta_T^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}} = 2,59$$

де η_T^* - адіабатний ККД турбіни, що оцінює тільки гідравлічні втрати в турбіні. Рівень η_T^* важливий для турбін ТРД і ТРДД, оскільки його величина впливає на потужність приводу компресора і допоміжних агрегатів в цих двигунах. Для сучасних двигунів ККД η_T^* лежить в межах 0,90...0,92.

Перетин Т-Т

Повний тиск газу

$$p_T^* = \frac{p_T}{\pi_T^*} = 249883 \text{ Па} \quad (2.13)$$

Повна температура газу визначається з рівняння збереження енергії стосовно до турбіни

$$T_T^* = T_T - \frac{L_T}{c_{pT}} = 975 \text{ К} \quad (2.14)$$

Статична температура газу

$$T_T = T_T^* - \frac{c_T^2}{2 \cdot c_{pT}} = 942 \text{ К} \quad (2.15)$$

Осьова складова швидкості газу c_T на виході з турбіни зазвичай лежить в межах 200...350 м/с і більше.

Статичний тиск газу

$$p_T = p_T^* \cdot \left(\frac{T_T}{T_T^*} \right)^{\frac{k_T}{k_T - 1}} = 221997 \text{ Па} \quad (2.16)$$

Густина газу

$$\rho_T = \frac{p_T}{R_T \cdot T_T} = 0.82 \text{ кг/м}^3 \quad (2.17)$$

Площа прохідного перетину

$$F_T = \frac{G_T}{c_T \cdot \rho_T} = \frac{G_{нов} \cdot (g_T + g_{охл})}{c_T \cdot \rho_T} = 0.041 \text{ м}^2 \quad (2.18)$$

Довжина робочих лопаток турбіни.

Виходячи із прийнятого закону профілювання проточної частини турбіни ($D_{cp} = \text{const}$), маємо:

$$F_T \approx \pi \cdot D_{cp} \cdot h_T \Rightarrow h_T = \frac{F_T}{\pi \cdot D_{cp}} = 0.03715 \text{ м}^2 \quad (2.19)$$

Зовнішній і внутрішній діаметри турбіни

$$D_T = D_{cp} + h_T = 0.386 \text{ м} \quad (2.20)$$

$$d_T = D_{cp} - h_T = 0.312 \text{ м} \quad (2.21)$$

Кількість ступенів турбіни.

Розрахунки і практика конструювання показують, що для одновальних ТРД прямої реакції зазвичай потрібно мати дво- або триступеневу турбіну.

Якщо значення ступеня підвищення тиску повітря в компресорі $\pi_k^* < 22$, вибираємо двоступеневу турбіну ($z = 2$).

Довжина турбіни визначається по формулі

$$l_T = 2,6 \cdot b_{cp} \cdot z = 0.075 \text{ м} \quad (2.22)$$

де b_{cp} - хорда лопатки на середньому радіусі; z - кількість ступенів турбіни.

Вибираємо

$$b_{cp} = 0,5 \cdot h_{cp} = 0.014 \text{ м}$$

де середню висоту решітки газової турбіни h_{cp} можна визначити за формулою

$$h_{cp} = 0,5 \cdot (h_G + h_T) = 0.029 \text{ м}$$

2.5 Розрахунок вихідного пристрою

Призначення та принцип роботи вихідних пристроїв ГТД.

Вихідний пристрій - частина двигуна, розташована за газовою турбіною і призначена для відводу газів з її проточної частини.

Вихідні пристрої можна поділити на дві групи. Перша, формуючи потік, робить його вихідний імпульс максимально великим і направляє його в потрібний бік. Друга ж робить навпаки, тобто перетворює потік у простий «вихлоп».

Перша група - це реактивні сопла, друга - дифузори і різного виду вихлопні патрубки. Якщо в назві (а значить і призначенні) двигуна присутнє слово «реактивний», то обов'язковим елементом вихідного пристрою буде реактивне сопло. Звичайно, в кожному з них сопло має свій певний вид і рівень складності конструкції.

Варто окремо відзначити, що важливою функцією сопла також є забезпечення можливості сталої спільної роботи елементів ГТД на основних режимах. Величина прохідного перетину сопла впливає на температуру потоку, тому може бути фактором регулювання роботи двигуна. Особливо, якщо сопло конструктивно може змінювати площу прохідного перетину.

Вихідний пристрій повинен створювати мінімальний гідравлічний опір, маючи при цьому високу стійкість проти викривлення, прогару і газової корозії.

Потік в соплі розганяється, при цьому падають його тиск і температура і зростає питомий об'єм. Утворюється високошвидкісний газовий струмінь. А реакція цього струменя якраз і є тягою двигуна.

Тип сопла визначається перш за все розрахунковим наявним (повним) перепадом тиску на соплі.

$$\pi_{с.н} = \frac{p_T^*}{p_H}$$

де p_T^* - повний тиск газу за турбіною, p_H - атмосферний тиск для заданих розрахункових умов.

Для нерегульованого сопла зі звуженням, якщо тиск на виході $p_C = p_H$, тоді $\pi_{с.н}$ буде залишатися докритичним, а розширення газу в соплі буде повним і режим роботи сопла розрахунковим.

Величина критичного перепаду тиску $\pi_{кр}$ - термодинамічний параметр і залежить від хімічного складу газу і його температури. Для умов роботи сопла ТРД $\pi_{кр} \approx 1,85..1,90$.

У випадку якщо $\pi_{с.н} > \pi_{кр}$, то розширення газу в соплі буде неповним ($p_C > p_H$), оскільки в соплі зі звуженням може бути спрацьованим лише критичний перепад (потік на зрізі такого сопла не може бути розігнаним більше за швидкість звуку), і з'являться втрати на недорозширення газу. Ці втрати безпосередньо впливають на тягу двигуна. Конструктивним рішенням для уникнення витрат, пов'язаних з недорозширенням газу у дозвуковому вихідному пристрої є застосування регульованого сопла.

В залежності від величини наявного перепаду тиску вихідне сопло виконується дозвуковим (зі звуженням) або надзвуковим (зі звуженням-розширенням).

При дозвукових і порівняно невеликих надзвукових швидкостях польоту застосовуються дозвукові сопла зі звуженням, оскільки вони мають порівняно досить просту конструкцію. На таких швидкостях польоту наявний ступінь розширення не перевищує $\pi_{с.н} = 5$, а втрати тяги через недорозширення газів не перевищують 1%.

Прості дозвукові реактивні сопла зі звуженням використовуються на дозвукових літаках. Конструктивно такі сопла можуть мати вигляд конуса з

кутом нахилу бічної поверхні не більше 10° .. 12° або представляти собою певного виду профільований канал (так звані сопла Вітошинського).

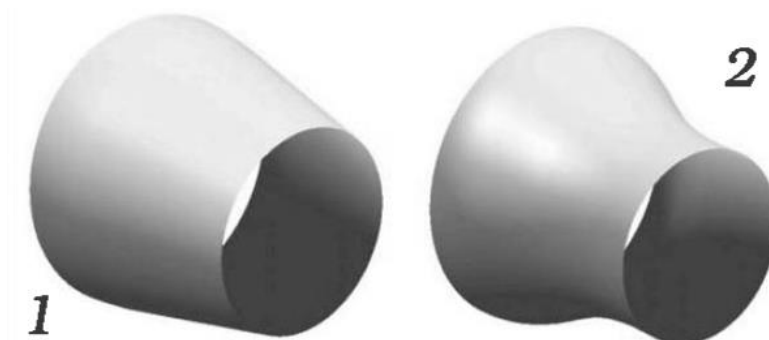


Рис. 55 Види дозвукових реактивних сопел зі звуженням:

1 – просте дозвукове реактивне сопло зі звуженням; 2 - сопло Вітошинського.

Найбільш низька величина докритичного перепаду тиску використовується на двигунах непрямої реакції, тобто турбогвинтових (ТГД), турбовальних (ТВаД) і турбогвинтовентиляторних (ТГВД). У ТВаД взагалі застосовується не сопло, а газовідвідний патрубок-дифузор. У ТГД і ТГВД використовуються прості дозвукові сопла зі звуженням, частка реактивної тяги яких в загальній тязі двигуна зовсім невелика.

Конструкція вихідних пристроїв ГТД.

Конструктивне виконання його може бути досить різноманітним в залежності від типу двигуна. Це може бути реактивне сопло, дифузор або газовідвідний патрубок, пристрій реверсу або відхилення вектора тяги.

Вихідний пристрій складається із зовнішнього і внутрішнього корпусів, з'єднаних силовими стійками. Внутрішній конус-обтічник служить для запобігання різкого розширення газу за турбіною і плавного переходу потоку з кільцевого перерізу за турбіною в суцільний за конусом. Вихідний пристрій

також є елементом силової схеми ГТД і служить задньою опорою ротора турбіни.

На зовнішньому корпусі вихідного пристрою зазвичай розміщують:

- штуцери для підведення масла до підшипників ротора турбіни та для його відводу;
- електричні роз'єми для отримання сигналу від індуктивних датчиків частоти обертання ротора турбіни, розміщених у внутрішньому конусі;
- фланці для відбору гарячих газів.

Кут внутрішнього конуса у вершині становить зазвичай 30° - 50° . Навколо конуса створюється стійке розрідження для організації повітряного охолодження розміщених в ньому підшипників ротора турбіни.

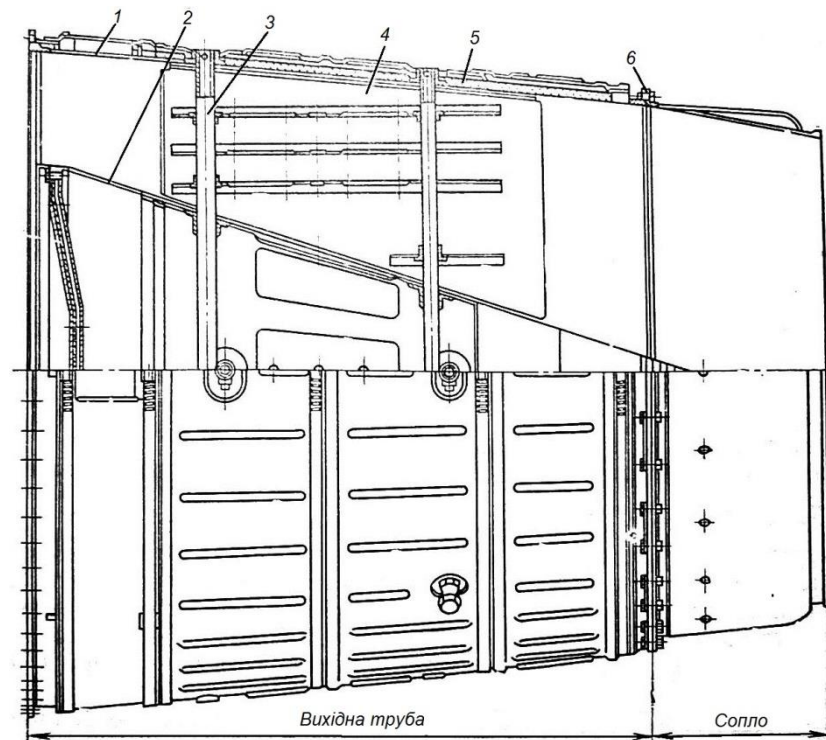


Рис. 56 Вихідний пристрій з нерегульованим соплом зі звуженням:

- 1 – корпус; 2 – конус; 3 – силові стійки; 4 – обтікач стійок; 5 – теплозахисний шар; 6 – болт.

Конструктивно нерегульований вихідний пристрій ТРД (рис.1.1) складається з сопла і вихідної труби, довжина якої визначається умовами компонування літака. Площа прохідних перетинів вздовж труби вибирається з умови забезпечення мінімальних втрат. Внутрішній конус 2, що являє собою також обтікач диска турбіни, кріпиться за допомогою силових стійок 3, що мають обтікачі 4, до зовнішнього корпусу 1. Теплоізоляція 5 складається з декількох шарів азбесту і алюмінієвої фольги. Сопло кріпиться болтами 6. Для підвищення жорсткості вихідну крайку сопла підкріплюють закатаним дротом або привареним точеним кільцем.

Деталі конструкції вихідних пристроїв працюють в умовах обтікання хімічно активними газами при високій температурі, що сягає 900-1000 К. Тому для виготовлення деталей вихідного пристрою використовуються нержавіючі сталі типу 1X18H9T, 0X18H12Б або титанові сплави.

До складу конструкції вихідних пристроїв авіаційних ТРД можуть бути включені *реверсивні пристрої*, що служать для створення від'ємної тяги, яка необхідна для гальмування літака під час пробігу на посадці. Застосовуються реверсивні пристрої *решітчастого* типу та *двостулкового* типу.

Розрахунок вихідного пристрою трд

В якості вихідного пристрою обираємо для розрахунку дозвукове реактивне сопло зі звуженням.

Вихідний пристрій призначений для перетворення залишків теплової енергії газу в кінетичну енергію його спрямованого руху і відведення продуктів згоряння в навколишнє середовище.

Розрахунок вихідного пристрою зводиться до визначення:

- параметрів газу на виході з сопла;
- швидкості витікання газу з сопла c_c ;
- геометричних розмірів - діаметра і довжини випускної труби - D_T, l_b , а також діаметра і довжини сопла - D_c, L_c .

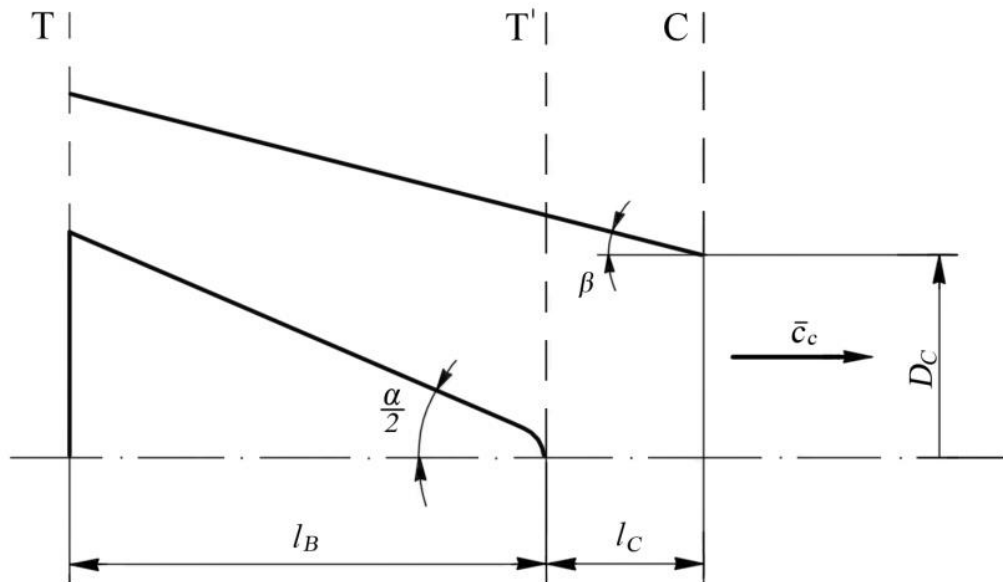


Рис. 57 Схема вихідного пристрою

Перетин Т'-Т'

Площа прохідного перетину

$$F_T' = \frac{F_T}{1,1} = 0,04 \text{ м}^2 \quad (2.1)$$

Діаметр прохідного перерізу

$$D_T' = \sqrt{\frac{4F_T'}{\pi}} = 0,22 \text{ м} \quad (2.2)$$

Наявний ступінь зниження тиску газу

$$\pi_{с.н} = \frac{P_T^*}{P_H} = 4,05 \quad (2.3)$$

Отриманий розрахунковий наявний ступінь зниження тиску газу $\pi_{с.н}$ необхідно порівняти з критичним ступенем зниження тиску $\pi_{кр} = 1,85$.

Якщо $\pi_{с.н} < \pi_{кр}$, то приймаємо $\pi_c = \pi_{с.н}$.

Якщо $\pi_{с.н} > \pi_{кр}$, то для дозвукового реактивного сопла дійсний ступінь зниження тиску в даному випадку дорівнюватиме $\pi_c = \pi_{кр} = 1,85$. В такому випадку дозвукове сопло працюватиме в режимі недорозширення, а на виході

з сопла встановлюється критична (звукова) течія газу, тобто швидкість потоку газу в вихідному перерізі сопла дорівнює місцевій швидкості звуку при відповідній статичній температурі газу в цьому перерізі.

Перетин С-С

Швидкість витікання газу з сопла

$$c_c = \varphi_c \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k_r}{k_r + 1} \cdot R_r \cdot T_r^*} = 549 \text{ м/с} \quad (2.4)$$

де φ_c - коефіцієнт швидкості, що враховує внутрішні втрати швидкості. Рекомендується приймати $\varphi_c = 0,97 \dots 0,985$. Причому, чим більше $\pi_{с.н}$, тим менші значення φ_c слід приймати.

Статичний тиск газу

$$p_c = \frac{p_r^*}{\pi_c} = 135072 \text{ Па} \quad (2.5)$$

Статична температура газу

$$T_c = T_r^* \cdot \left(\frac{2}{k_r + 1} \right) = 837 \text{ К} \quad (2.6)$$

Густина газу

$$\rho_c = \frac{p_c}{R_r \cdot T_c} = 0.56 \text{ кг/м}^3 \quad (2.7)$$

Площа вихідного перетину сопла

Визначимо площу вихідного перетину сопла значення площі вихідного перетину сопла за допомогою рівняння нерозривності:

$$G_r = G_{нов} \cdot (g_r + g_{охл}) = F_c \cdot c_c \cdot \rho_c$$

Площа вихідного перетину:

$$F_C = \frac{G_{\text{пов}} \cdot (g_{\Gamma} + g_{\text{охл}})}{c_C \cdot \rho_C} = 0.03 \text{ м}^2 \quad (2.8)$$

Діаметр сопла

$$D_C = \sqrt{\frac{4 \cdot F_C}{\pi}} = 0.19 \text{ м} \quad (2.9)$$

Довжина випускної труби

$$l_6 = 1.05 \cdot D_T = 0.23 \text{ м} \quad (2.10)$$

Довжина сопла

$$l_c = 0.4 \cdot D_C = 0.08 \text{ м} \quad (2.11)$$

2.6 Розрахунок основних параметрів ТГД

Турбогвинтовий двигун (ТГД) в порівнянні з ТРД має переваги при зльоті та польоті на малих і середніх швидкостях (до 600...700 км/год). Тяга у ТГД в цій області більше, а питома витрата палива менше. ТГД більш ефективно перетворює корисну (ефективну) енергію в тягову роботу, яка в основному створюється повітряним гвинтом.

Розрахунок параметрів ТГД проводиться на базі розрахованого ТРД. Беручи повне розширення газу на турбіні, необхідно визначити основні параметри ТГД і порівняти ефективність ТГД і ТРД.

Схема і вихідні дані ТГД

Більшість ТГД, що застосовуються в даний час на літальних апаратах, виконані за одновальною схемою (рис. 2.1.). Одновальні ТГД відрізняються відносною простотою конструкції і управління (регулювання).

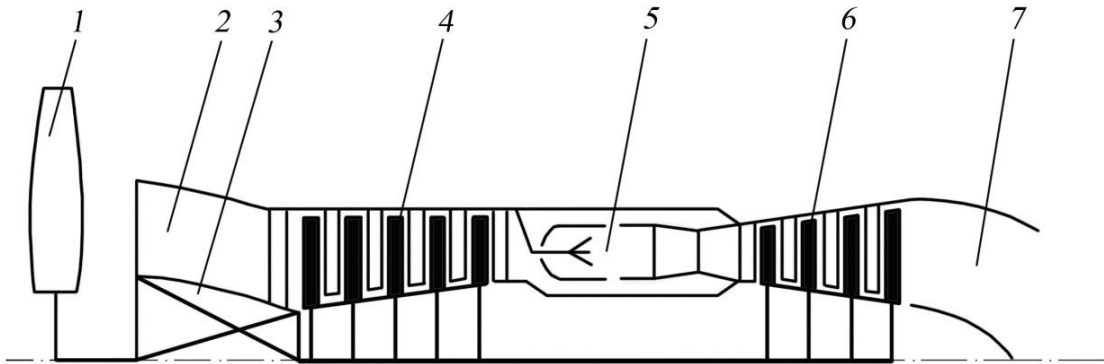


Рис. 58 Схема ТГД:

- 1 - повітряний гвинт; 2 - вхідний пристрій; 3 - редуктор; 4 - осьовий компресор;
5 - камера згоряння; 6 - газова турбіна; 7 - вихідний пристрій

Робота розширення газу в турбіні

Робота розширення газу в турбіні визначається з умови повного розширення газу в турбіні:

$$L_T = C_{pT} \times T_T^* \times \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_T-1}{k_T}}} \right) \times \eta_T = 532321 \text{ Дж/кг} \quad (2.1)$$

де $\pi_T = \frac{p_T^*}{p_T} = 11$ - дійсний ступінь зниження тиску газу в турбіні

$p_T = (1,0 \dots 1,05) \times p_H$ - статичний тиск в потоці газу за турбіною;

η_T - ККД що характеризує потужність турбіни ТГД. На розрахунковому режимі рекомендується приймати $\eta_T = 0,8 \dots 0,83$. При цьому чим більше еквівалентна потужність, тим більше значення ККД.

Робота, що передається на обертання повітряного гвинта

$$L_{зв} = L_e \times \eta_{ред} = (L_T - L_K) \times \eta_{ред} = 208075 \text{ Дж/кг} \quad (2.2)$$

де $\eta_{ред}$ - ККД редуктора. Рекомендується приймати $\eta_{ред} = 0,97 \dots 0,99$, причому, чим більша потужність двигуна, тим більше $\eta_{ред}$.

Потужність, що передається на обертання повітряного гвинта

$$N_{зв} = L_{зв} \times G_{пов} = 1893486 \text{ Вт} \quad (2.3)$$

Тяга, що створюється повітряним гвинтом

$$P_{z\theta} = \frac{N_{z\theta} \times \eta_{z\theta}}{V_{kp2}} = 46898 \text{ Н} \quad (2.4)$$

$\eta_{z\theta}$ - ККД повітряного гвинта ($\eta_{z\theta} = 0,82 \dots 0,86$);

V_{kp} - крейсерська швидкість польоту.

Реактивна тяга, яку розвиває ТВД

$$P_p = G_{нов} (c_c - V_{kp2}) = 4187 \text{ Н} \quad (2.5)$$

де c_c - швидкість витікання газу з реактивного сопла ТГД:

$$c_c = \varphi_c \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k_r}{k_r + 1} \cdot R_r \cdot T_r^*} = 0,97 \cdot \sqrt{(2 \cdot 0,57 \cdot 288 \cdot 777)} = 495 \text{ м/с}$$

де T_r^* необхідно перерахувати для нового значення роботи турбіни L_T :

$$T_r^* = T_r \cdot \frac{L_T}{c_{рГ}} = 791 \text{ К}$$

Повна тяга ТГД

Повна тяга ТГД P_Σ складається з тяги, створюваної повітряним гвинтом $P_{z\theta}$ і реактивної тяги P_p - тяги, створюваної за рахунок реакції газового струменя, що витікає з сопла двигуна:

$$P_\Sigma = P_{z\theta} + P_p = 51085 \text{ Н} \quad (2.6)$$

Еквівалентна потужність

Під еквівалентною потужністю N_e мається на увазі умовна потужність, необхідна для обертання такого повітряного гвинта, який розвивав би тягу, що дорівнює сумарній тязі двигуна P_Σ

$$N_e = N_{z\theta} + \frac{P_p}{K_0} = 1893951 \text{ Вт} \quad (2.7)$$

де $K_0 = 9 \dots 11 \text{ Н/кВт}$.

Питома еквівалентна витрата палива

$$C_e = \frac{G_{нал(год)}}{N_e} = \frac{g_{нал} \times G_{нов} \times 3600}{N_e} = 3,24 \cdot 10^{-4} \text{ кг/(Вт}\cdot\text{год)} \quad (2.8)$$

де $G_{нал(год)} = g_{нал} \times G_{нов} \times 3600$ - годинна витрата палива, кг/год.

Для сучасних ТГД питома еквівалентна витрата палива лежить в діапазоні

$$C_e = 2,4 \cdot 10^{-4} \dots 4,0 \cdot 10^{-4} \text{ кг/(Вт}\cdot\text{год)} \quad \text{або} \quad C_e = 0,24 \dots 0,4,0 \text{ кг/(кВт}\cdot\text{год)}$$

Визначення питомих параметрів ТГД як рушія (ТГД має два рушія: повітряний гвинт і газотурбінний контур)

$$P_{\text{пит}} = \frac{P_{\Sigma}}{G_{\text{пов}}} = 5614 \text{ Н}\cdot\text{с/кг} \quad (2.9)$$

$$C_{\text{пит}} = \frac{G_{\text{нал(год)}}}{P_{\Sigma}} = 0.012 \text{ кг/(Н}\cdot\text{год)} \quad (2.10)$$

Питома робота циклу ТГД

$$L_{\text{ц}} = (L_T - L_K) + \frac{C_c^2 - V_{\text{кр}}^2}{2} = 336319 \text{ Дж/кг} \quad (2.11)$$

Внутрішній ККД ТГД

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{L_{\text{ц}} \times \eta_{\Gamma}}{q_{\text{вн}}} = 0.4 \quad (2.11)$$

$q_{\text{вн}}$ - кількість теплоти, що передається 1 кг повітря.

$$q_{\text{вн}} = i_{\Gamma}^* - i_K^* = C_{\Pi} \times (T_{\Gamma}^* - T_K^*) = 825341 \text{ Дж/кг} \quad (1.6)$$

де C_{Π} - середня умовна теплоємність процесу підведення теплоти, яка на відміну від величини $C_{\text{РГ}}$ враховує зміну як маси, так і хімічного складу газу під час його нагрівання в камері згоряння. Для авіаційного гасу теплоємність C_{Π} в залежності від температур T_{Γ}^* і T_K^* зазвичай визначається з експериментальних даних (графіки на рис. 1.1).

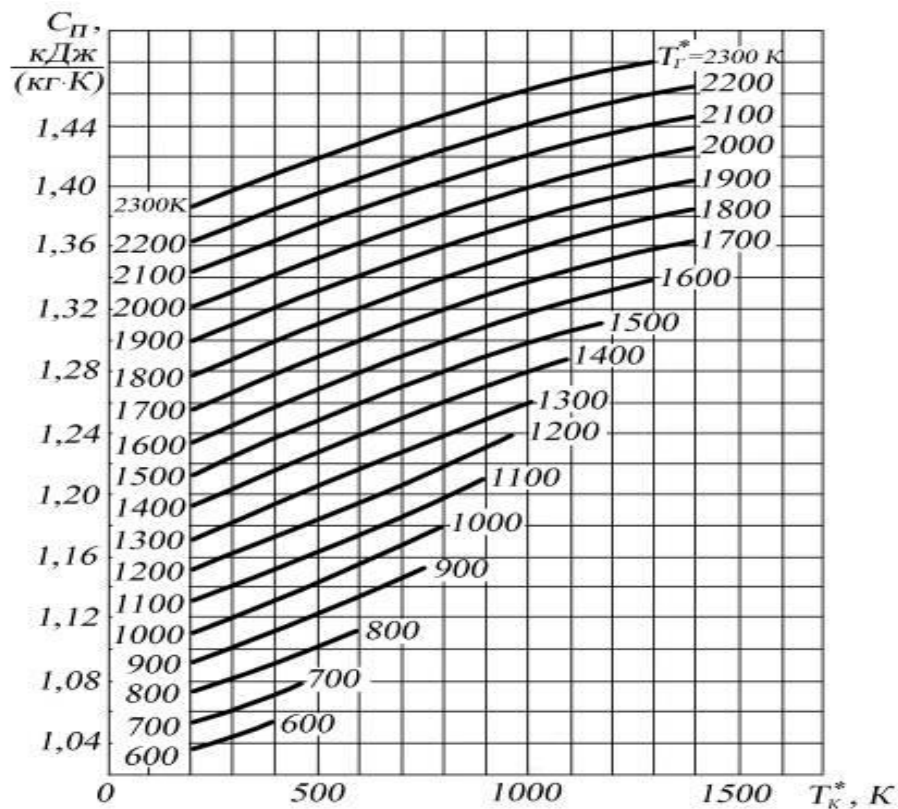


Рис. 59 Умовна середня теплоємність процесу підведення тепла в камерах згоряння ГТД

Висновки по розділу

Було проведено розрахунки різних складових двигуна, таких як вхідний пристрій, компресор, камера згоряння, газова турбіна, вихідний пристрій та основні параметри турбогвинтової двигуна. Ці розрахунки дозволяють визначити ключові показники ефективності та продуктивності двигуна.

Результати розрахунків у даному розділі надають детальну інформацію про основні параметри турбогвинтового двигуна. Це включає характеристики вхідного та вихідного пристроїв, компресора, камери згоряння та газової турбіни. Ці дані є важливими для визначення потужності, ефективності та надійності двигуна. Розрахунки в цьому розділі є основою для подальшого аналізу та оптимізації роботи турбогвинтового двигуна Ан-26.

3. Розрахунок аеродинамічних характеристик Ан-26 з новою СУ

Вихідні дані для розрахунку

Вихідними даними для розрахунку є геометричні характеристики агрегатів, їхнє взаємне розташування, а також числові значення основних параметрів атмосфери

Таблиця 10

Вихідні дані		
Параметр	Позначення	Значення
Геометричні характеристики крила		
Коренева хорда, м	b_0	2,1
Кінцева хорда, м	b_k	1,082
Стріловидність по передній кромці, град	$\chi_{нк}$	4,69
Розмах, м	l	9,3
Площа, м ²	S	14,796
Подовження	λ	5,846
Звуження	η	1,941
Площа під фюзеляжної частини, м ²	$S_{п.ч}$	2,089
Відносна товщина профілю	c	0,14
Відносна кривизна профілю	f	0,02855
Положення максимальної кривизни профілю	x_f	0,3
Кут установки крила, град	φ	2
Відношення півпериметра контура в плані до розмаху	p	1,1227
Відстань від носка бортової нервюри до носка фюзеляжа, м	$x_{кр}$	1,4
Відстань від крила до осі фюзеляжа, м	H	0,4
Геометричні характеристики горизонтального оперення (ГО)		
Коренева хорда, м	$b^{ГО}$ 0	1,2

Кінцева хорда, м	b^{GO} к	0,66
Стріловидність по передній кромці, град	χ^{GO} пк	12
Розмах, м	l^{GO}	2,8
Площа, м ²	S^{GO}	2,6367
Подовження	λ^{GO}	3,016
Звуження	η^{GO}	1,833
Площадь підфюзеляжної частини, м ²	S^{GO} п.ч	0,2714
Відносна товщина профілю	c^{GO}	0,07
Відносна кривизна профілю	f^{GO}	0
Кут установки, град	φ^{GO}	0
Відношення півпериметра контура в плані до розмаху	p^{GO}	1,253
Відстань від носка бортової нервюри до носка фюзеляжа, м	x_{GO}	5,73
Геометричні характеристики вертикального оперення (ВО)		
Коренева хорда, м	b^{BO} 0	1,574
Кінцева хорда, м	b^{BO} к	0,8
Стріловидність по передній кромці, град	χ^{BO} пк	30
Розмах, м	l^{BO}	1,1
Площа, м ²	S^{BO}	1,306
Подовження	λ^{BO}	0,927

Звуження	η^{BO}	1,968
Відносна товщина профілю	c^{BO}	0,07
Відносна кривизна профілю	f^{BO}	0
Відстань від носка бортової нервюри до носка фюзеляжа, м	x_{BO}	5,74
Геометричні характеристики фюзеляжу		
Довжина, м	l^{Φ}	6,66
Площа миделевого перерізу, м ²	S^{Φ}	0,82
Еквівалентний діаметр миделевого перерізу, м	d^{Φ}	1,022
Видовження	λ^{Φ}	6,518
Довжина носової частини, м	$l^{нос}$	1,277
Площа миделевого перерізу носової частини, м ²	$S^{нос}$	0,77
Еквівалентний діаметр миделевого перерізу носової частини, м	$d^{нос}$	0,99
Подовження носової частини	$\lambda^{нос}$	1,25
Звуження носової частини	$\eta^{нос}$	0,75
Довжина кормової частини, м	$l^{корм}$	2,435
Площа миделевого перерізу кормової частини, м ²	$S^{корм}$	0,5
Еквівалентний діаметр миделевого перерізу кормової частини, м	$d^{корм}$	0,798
Подовження кормової частини	$\lambda^{корм}$	2,3831
Звуження кормової частини	$\eta^{корм}$	0,75
Кут відхилення носової частини, град	$\beta^{нос}$	-0,5
Кут відхилення кормової частини, град	$\beta^{корм}$	3
Площа миделевого перерізу донного зрізу, м ²	$S^{корм}$	0,041
Еквівалентний діаметр перерізу	$d^{корм}$	0,798

3.1 Розрахунок коефіцієнта аеродинамічного опору при нульовій підйомній силі

Коефіцієнт опору при нульовій підйомній силі літака:

$$c_{x0} = (1.05 \dots 1.15) * c_{xp}$$

Де коефіцієнт (1,05-1,15) введений для урахування джерел опору, які не піддаються розрахунку;

C_{xp}^i – профільний опір літака.

Профільний опір літак визначають як суму опорів його ізольованих частин з урахуванням інтерференції між ними:

$$c_{xp} = c_{xp}^{\Phi} \cdot \bar{S}^{\Phi} + c_{xp}^K \cdot \bar{S}^K + c_{xp}^{GO} \cdot \bar{S}^{GO} + c_{xp}^{BO} \cdot \bar{S}^{BO} + \Delta c_{xp}^{K(\Phi)} \cdot \bar{S}^K + \Delta c_{xp}^{GO(\Phi)} \cdot \bar{S}^{GO} + \Delta c_{x.обд}$$

Де c_{xp}^i – коефіцієнт профільного опору агрегатів;

Коефіцієнт додаткового профільного опору зумовлений інтерференцією крила та фюзеляжу[16]:

$$\Delta c_{xp}^{K(\Phi)} = 0,75 \cdot c_{xp}^K \cdot \frac{S_{н.ч}}{S}$$

Коефіцієнт додаткового профільного опору зумовлений інтерференцією ГО та фюзеляжу[16]:

$$\Delta c_{xp}^{GO(\Phi)} = 0,75 \cdot c_{xp}^{GO} \cdot \frac{S_{н.ч}^{GO}}{S^{GO}}$$

Профільний опір крила

Профільний опір несучих площин визначає як опір тертя плоскої пластини з введенням поправочних коефіцієнтів.

$$c_{xp}^K = 2 \cdot \frac{0,087}{(\lg(\text{Re}) - 1,6)^2} \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c} + 9 \cdot \bar{c}^2) \cdot \frac{1 + 5 \cdot \bar{c}^2 \cdot M}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} + 0,0017 \cdot \bar{l}_{щ} + \Delta c_{x.обд}$$

M – швидкість польоту в махах;

$\bar{l}_{щ} = 0,5$ – відносна довжина щілини крила;

$\Delta c_{x.обд} = 0,0003$ – збільшення опору внаслідок обдувши частини крила гвинтами

Re – число Рейнольдса – кінематичний коефіцієнт подібності,
характеризуючий відношення інерційних і в'язких сил [16]

$$Re = M \cdot b_a \cdot 2,33 \cdot \left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535} \right) \cdot 10^7$$

H – висота польоту;

b_a - середня аеродинамічна хорда крила (САХ):

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)}$$

$$b_a = 1.77M$$

Таблиця 12

Профільний опір крила	M							
H, км	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
0	0,002889	0,002619	0,002475	0,002377	0,002304	0,002247	0,0022	0,002161
1	0,002923	0,002662	0,002525	0,002434	0,002367	0,002314	0,002271	0,002184
2	0,002959	0,002693	0,002554	0,002461	0,002393	0,002339	0,002295	0,002207
3	0,002998	0,002726	0,002584	0,00249	0,002421	0,002366	0,002321	0,002232
4	0,003038	0,002762	0,002617	0,002521	0,00245	0,002395	0,002349	0,002258
5	0,003082	0,002799	0,002652	0,002554	0,002482	0,002425	0,002379	0,002287

Профільний опір горизонтального оперення

$$c_{xp}^{GO} = \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c}^{GO} + 9 \cdot \bar{c}^{GO2}) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c}^{GO2} \cdot M)}{(\lg(Re^{GO}) - 1,6)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} + 0,0003$$

$$Re^{GO} = M \cdot b_a^{GO} \cdot 2,33 \cdot \left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535} \right) \cdot 10^7$$

b_{xp}^{GO} - середня аеродинамічна хорда

$$b_a^{GO} = \frac{2}{3} \cdot b_0^{GO} \frac{\eta^{GO2} + \eta^{GO} + 1}{\eta^{GO} \cdot (\eta^{GO} + 1)}$$

$$b_a^{GO}=2,35M$$

Таблиця 11

Профільний опір ГО	M							
	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
0	0,005049	0,004775	0,00459	0,004451	0,004464	0,004396	0,004343	0,005049
1	0,005105	0,004826	0,004638	0,004498	0,00451	0,004441	0,004387	0,005105
2	0,005164	0,004881	0,004689	0,004547	0,004558	0,004488	0,004433	0,005164
3	0,005227	0,004938	0,004744	0,004599	0,00461	0,004538	0,004482	0,005227
4	0,005293	0,005	0,004801	0,004654	0,004664	0,004592	0,004534	0,005293
5	0,005364	0,005065	0,004863	0,004713	0,004723	0,004648	0,00459	0,005364

Профільний опір ВО

Профільний опір для вертикального оперення рахують за формулою[16]:

$$c_{xp}^{BO} = \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot \bar{c}^{BO} + 9 \cdot \bar{c}^{BO2}) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c}^{BO2} \cdot M)}{(\lg(\text{Re}^{BO}) - 1,6)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} + 0,0003.$$

Таблиця 13

Профільний опір ВО	M							
	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
0	0,00532	0,00485	0,00459	0,00441	0,00428	0,00418	0,00409	0,00402
1	0,00539	0,0049	0,00464	0,00446	0,00432	0,00422	0,00413	0,00406
2	0,00545	0,00495	0,00469	0,00451	0,00437	0,00426	0,00418	0,00411
3	0,00552	0,00501	0,00474	0,00456	0,00442	0,00431	0,00422	0,00415
4	0,00559	0,00507	0,0048	0,00461	0,00447	0,00436	0,00427	0,0042
5	0,00567	0,00514	0,00486	0,00467	0,00453	0,00442	0,00432	0,00425

$$b_a^{BO}=3,24 \text{ м}$$

3.2 Розрахунок похідної коефіцієнта підйомної сили по куту атаки крила

Підйомна сила літака створюється крилом, фюзеляжем та горизонтальним оперенням[16,17,19];

$$c_{ya}^{\alpha} = c_{ya}^{\alpha BGO} + c_{ya}^{\alpha GO-C} \cdot \bar{S}^{GO};$$

$$c_{ya}^{\alpha BGO} = c_{ya}^{\alpha K-C} \cdot \bar{S}^K + c_{ya}^{\alpha \Phi} \cdot \bar{S}^{\Phi}$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки крила з урахуванням інтерференції:

$$c_{ya}^{\alpha GO-C} = k_t \cdot (1 - \epsilon^{\alpha}) c_{ya}^{\alpha GO} \cdot (K_{\alpha}^{GO} + \Delta K_{\alpha}^{GO})$$

Де K_{α}^{GO} та ΔK_{α}^{GO} де коефіцієнти інтерференції ГО з фюзеляжем;

K_t – коефіцієнт гальмування потоку.

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки крила

Похідну для профілю крила визначають по формулі:

$$c_{ya\infty}^{\alpha K} = 2 \cdot \pi \cdot (1 - 0,27 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}})$$

$$c_{ya\infty}^{\alpha K} = 5,22$$

При розрахунку похідної коефіцієнта підйомної сили по куту атаки використовують наступну формулу[16,17]:

$$c_{ya}^{\alpha K} = \frac{c_{ya\infty}^{\alpha} \cdot \lambda}{p \cdot \lambda + \frac{1}{\pi} \cdot c_{ya\infty}^{\alpha}}$$

$$c_{ya}^{\alpha K} = 3,88$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки ГО:

$$c_{ya\infty}^{\alpha GO} = 2 \cdot \pi \cdot (1 - 0,27 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}^{GO}})$$

$$c_{ya\infty}^{\alpha GO} = 5,28$$

При визначенні похідної коефіцієнта підйомної сили по куту атаки використовують наступну формулу[16.17]:

$$c_{ya}^{\alpha GO} = \frac{c_{ya\infty}^{\alpha GO} \cdot \lambda^{GO}}{p^{GO} \cdot \lambda^{GO} + \frac{1}{\pi} \cdot c_{ya\infty}^{\alpha GO}}$$

$$c_{ya}^{\alpha GO} = 3,18$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки фюзеляжу

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки носової частини фюзеляжу:

$$c_{ya\infty}^{\alpha_{нос}} = 2 \cdot \left(1 - \eta_{нос}^2\right)$$

$$c_{ya}^{\alpha_{нос}} = 1,02$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки кормової частини фюзеляжу:

$$c_{ya\infty}^{\alpha_{корм}} = -0,4 \cdot \left(1 - \eta_{корм}^2\right)$$

$$c_{ya}^{\alpha_{корм}} = -0,3$$

У дозвуковому потоці при малих кутах атаки циліндрична частина фюзеляжу не створює підйомної сили ($c_{ya}^{\alpha_{цил}} = 0$).

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки фюзеляжу:

$$c_{ya}^{\alpha_{\Phi}} = c_{ya\infty}^{\alpha_{нос}} + c_{ya\infty}^{\alpha_{цил}} + c_{ya\infty}^{\alpha_{корм}}$$

$$c_{ya}^{\alpha_{\Phi}} = 0,72$$

Визначення коефіцієнтів інтерференції

Відносна відстань від крила до осі фюзеляжу[16]:

$$h = \frac{2 \cdot H}{d^{\Phi}}$$

$$H=0,78$$

Коефіцієнти інтерференції крила та фюзеляжу

$$K_{\alpha}^K = \frac{1 + \frac{d^{\Phi}}{l} \cdot \sqrt{1 - h^2}}{1 + \left(\frac{d^{\Phi}}{l} \cdot h\right)^2}$$

$$K_E^K = 1,06$$

$$\Delta K_{\alpha}^K = K_{\alpha}^K \cdot (K_{\alpha}^K - 1)$$

$$\Delta K_E^K = 0,06$$

$$K_{\phi}^K = 1; \Delta K_{\phi}^K = \frac{d^{\phi}}{l} = 0.11$$

Коефіцієнт інтерференції ГО та фюзеляжу[16]:

$$K_{\alpha}^{GO} = 1 + \frac{d^{\partial_{OH}}}{l}$$

$$\Delta K_{\alpha}^{GO} = K_{\alpha}^{GO} \cdot (K_{\alpha}^{GO} - 1)$$

$$K_{\phi}^{GO} = 1; \Delta K_{\phi}^{GO} = \frac{d^{\partial_{OH}}}{l} :$$

$$\Delta K_{\phi}^{GO} = 0,08$$

Кут скошу потоку крилом

$$\varepsilon^{\alpha} = \frac{c_{ya}^{\alpha K}}{\pi \cdot \lambda}$$

$$e^{\varepsilon} = 0,2$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки літака

Похідна коефіцієнта по куту атаки крила з урахуванням інтерференції:

$$c_{ya}^{\alpha K-C} = c_{ya}^{\alpha K} \cdot (K_{\alpha}^K + \Delta K_{\alpha}^K)$$

$$c_{ya}^{\varepsilon K-C} = 4.2$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки літака без ГО:

$$c_{ya}^{\alpha BGO} = c_{ya}^{\alpha K-C} \cdot \bar{S}^K + c_{ya}^{\alpha \Phi} \cdot \bar{S}^{\Phi}$$

$$c_{ya}^{\varepsilon BGO} = 4,2$$

$$c_{ya}^{\alpha} = c_{ya}^{\alpha BGO} + c_{ya}^{\alpha GO-C} \cdot \bar{S}^{GO}$$

$$c_{ya}^{\varepsilon BGO} = 4,66$$

3.3 Кут атаки при нульовій підйомній силі літака

Величина кута атаки при нульовій підйомній силі:

$$\alpha_0 = \frac{1}{c_{ya}^\alpha} \cdot (\alpha_0^{БГО} \cdot c_{ya}^\alpha + \alpha_0^{\Gamma O-C} \cdot c_{ya}^{\alpha \Gamma O-C} \cdot \bar{S}^{\Gamma O});$$

$$\alpha_0^{БГО} = \frac{1}{c_{va}^{\alpha БГО}} \cdot (\alpha_0^\Phi \cdot c_{ya}^{\alpha \Phi} \cdot \bar{S}^\Phi + \alpha_0^{K-C} \cdot c_{ya}^{\alpha K-C} \cdot \bar{S}^K),$$

Кут атаки нульової підйомної сили крила

Кут нульової підйомної сили залежить від профілю[16]:

$$\alpha_0^K = -60 \cdot \bar{f} \cdot [1 + 10 \cdot (\bar{x}_f - 0,2)^2];$$

$$a_0^K = -1,9 \text{ град}$$

Кут нульової підйомної сили ГО дорівнює нулю

Кут нульової підйомної сили фюзеляжу:

Величина кута нульової підйомної сили фюзеляжу залежить від викривлення його осі, що викликано відхиленням носової частини і скошеної кормової частиною:

$$\alpha_0^\Phi = 1,25 \cdot \left[\beta^{нос} \cdot \frac{\lambda^{нос}}{\lambda^\Phi} + 0,1 \cdot \beta^{корм} \frac{\lambda^{корм}}{\lambda^\Phi} \right]$$

$$a_0^\Phi = 0,02 \text{ град}$$

Кут нульової підйомної сили літака:

$$\alpha_0^{K-C} = -(\varphi - \alpha_0^K) \cdot \left(\frac{K_\Phi^K + \Delta K_\Phi^K}{K_\alpha^K + \Delta K_\alpha^K} \right)$$

$$a_0^{K-C} = -3,8 \text{ град}$$

Кут скосу потоку:

$$\varepsilon_0 = -\varepsilon^\alpha \cdot \alpha_0^{K-C}$$

$$\varepsilon_0 = 0,8$$

Кут нульової підйомної сили літака без ГО:

$$\alpha_0^{\Gamma O-C} = -\frac{1}{1 - \varepsilon^\alpha} \left[(\varphi^{\Gamma O} - \alpha_0^{\Gamma O}) \cdot \left(\frac{K_\Phi^{\Gamma O} + \Delta K_\Phi^{\Gamma O}}{K_\alpha^{\Gamma O} + \Delta K_\alpha^{\Gamma O}} \right) - \varepsilon_0 \right]$$

$$a_0^{\Gamma O-C} = 0,98$$

Кут нульової підйомної сили літака без ГО

$$\alpha_0^{\text{БГО}} = \frac{1}{c_{\text{ya}}^{\alpha \text{БГО}}} \cdot \left(\alpha_0^{\Phi} \cdot c_{\text{ya}}^{\alpha \Phi} \cdot \bar{S}^{\Phi} + \alpha_0^{\text{К-С}} \cdot c_{\text{ya}}^{\alpha \text{К-С}} \cdot \bar{S}^{\text{К}} \right)$$

$$\alpha_0^{\text{БГО}} = -3,8$$

Кут нульової підйомної сили літака з ГО:

$$\alpha_0 = \frac{1}{c_{\text{ya}}^{\alpha}} \cdot \left(\alpha_0^{\text{БГО}} \cdot c_{\text{ya}}^{\alpha} + \alpha_0^{\text{ГО-С}} \cdot c_{\text{ya}}^{\alpha \text{ГО-С}} \cdot \bar{S}^{\text{ГО}} \right)$$

$$\alpha_0 = -3.35 \text{ град.}$$

3.4 Максимальний коефіцієнт підйомної сили і критичний кут атаки літака

Максимальне значення підйомної сили для симетричного профілю:

$$c_{\text{ya max } \infty} = 35 \cdot \bar{c} \cdot \exp(-8 \cdot \bar{c})$$

$$c_{\text{ya max } \infty} = 1.6$$

Приближено величину максимального коефіцієнта підйомної сили крила великого подовження визначають за формулою:

$$c_{\text{ya max}} = c_{\text{ya max } \infty} \cdot \left(1 - \frac{\eta + 2}{2 \cdot (\eta + 1)} \cdot \sin^2(\chi_{0,25}) \right)$$

$c_{\text{ya max}} = 1,598$, максимальний коефіцієнт підйомної сили літака, а також максимальний коефіцієнт підйомної сили крила, адже вони рівні.

Критичний кут атаки літака з крилом великого подовження визначають наступним чином:

$$\alpha_{\text{кр}} = 57,3 \cdot \frac{c_{\text{ya max}}}{c_{\text{ya}}^{\alpha}} + \alpha_0 + 1,5$$

$$\alpha_{\text{кр}} = 17,8 \text{ град}$$

3.5 Коефіцієнт відвалу поляри літака

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{1}{1 + \frac{S_{\text{н.ч}}}{S}}$$

$$\lambda_{\text{эф}} = 5,12$$

Коефіцієнт відвала поляри розраховують за формулою:

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}}}$$

$$A = 0,06$$

3.6 Похідна коефіцієнта повздовжнього моменту по куту атаки та положенням фокусу літака

Похідну коефіцієнта повздовжнього моменту по куту атаки літака визначають за формулою:

$$m_z^{\alpha} = - \left[c_{\text{ya}}^{\alpha K-C} \cdot \frac{x_{\phi}^K}{l_{\phi}} \cdot \bar{S}^K + c_{\text{ya}}^{\alpha GO-C} \cdot \frac{x_{\phi}^{GO}}{l_{\phi}} \cdot \bar{S}^{GO} + c_{\text{ya}}^{\alpha \Phi} \cdot \frac{x_{\phi}^{\Phi}}{l_{\phi}} \cdot \bar{S}^{\Phi} \right]$$

Відстань від носка фюзеляжу до фокусу літака:

$$x_{\Phi} = - \frac{m_z^{\alpha}}{c_{\text{ya}}^{\alpha}}$$

Положення фокусу крила:

Положення САХ по розмаху:

$$z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$$

$$z_a = 2,08 \text{ м}$$

Відстань від носка бортової хорди до носка САХ:

$$x_a = z_a \cdot \text{tg}(\chi_{\text{нк}})$$

$$x_a = 0,17 \text{ м}$$

Відносну координату фокусу профілю визначають за формулою:

$$\bar{x}_{\phi}^K = \frac{\bar{x}_{\phi 0}^K - x_a}{b_a};$$

$$x_{\phi \infty}^K = 0.25$$

Відстань від носка кореневої нервюри до фокусу

$$x_{\phi 0}^K = \left[\bar{x}_{\phi \infty}^K \cdot \left(1 - 4 \cdot \frac{\eta - 1}{3 \cdot \pi \cdot \eta} \right) + \frac{\eta + 1}{3 \cdot \pi \cdot \eta} \cdot \lambda \cdot \text{tg}(\chi_{нк}) \right] \cdot b_0$$

$$x_{\phi}^K = 1,98 \text{ м}$$

Положення фокусу ГО

$$z_a^{GO} = \frac{l^{GO}}{6} \cdot \frac{\eta^{GO} + 2}{\eta^{GO} + 1};$$

$$z_a^{GO} = 0.6$$

Відстань від носка бортової хорди до носка САХ:

$$x_a^{GO} = z_a^{GO} \cdot \text{tg}(\chi_{нк}^{GO});$$

$$x_a^{GO} = 0.1352 \text{ м}$$

Відносну координату фокусу профілю визначають залежністю:

$$\bar{x}_{\phi \infty}^{GO} = 0,25 \cdot \left(1 - 1,6 \cdot \bar{f}^{GO^2} \right)$$

$$x_{a \infty}^{GO} = 0,25$$

Відстань від носка кореневої нервюри до фокусу:

$$x_{\phi 0}^{GO} = \left[\bar{x}_{\phi \infty}^{GO} \cdot \left(1 - 4 \cdot \frac{\eta^{GO} - 1}{3 \cdot \pi \cdot \eta^{GO}} \right) + \frac{\eta^{GO} + 1}{3 \cdot \pi \cdot \eta^{GO}} \cdot \lambda^{GO} \cdot \text{tg}(\chi_{нк}^{GO}) \right] \cdot b_0^{GO}$$

$$x_{\phi 0}^{GO} = 0,371 \text{ м}$$

Відносна координата фокусу:

$$\bar{x}_{\phi}^{GO} = \frac{\bar{x}_{\phi 0}^{GO} - x_a^{GO}}{b_a^{GO}} = \frac{0,371 - 0,1352}{0,962} = 0,2452$$

$$x_{\phi}^{GO} = 0,2452$$

Координата фокусу ГО відносно носка фюзеляжу:

$$x_{\phi}^{GO} = x_{GO} - x_{\phi 0}^{GO} :$$

$$x_{\phi}^{GO} = 6,1 \text{ м}$$

Положення фокусу фюзеляжу

Відносний об'єм носової частини фюзеляжу:

$$\bar{W}^{нос} = \frac{1}{15} \cdot \left(8 + 4 \cdot \eta^{нос} + 3 \cdot \eta^{корм}{}^2 \right)$$

$$W^{нос} = 0,8456$$

Положення фокусу нової частини відносно носка тіла обертання, виражене в частинах довжини носової частини:

$$\bar{x}_{\phi}^{корм} = \frac{l^{\Phi} - 0,5 \cdot l^{корм}}{l^{нос}}$$

$$x_{\phi}^{нос} = 0,35$$

Положення фокусу кормової частини відносно носка тіла обертання, виражене в частинах довжини носової частини:

$$\bar{x}_{\phi}^{корм} = \frac{l^{\Phi} - 0,5 \cdot l^{корм}}{l^{нос}}$$

$$x_{\phi}^{корм} = 4,26$$

Положення фокусу фюзеляжу в частинах довжини носової частини відносно його носка визначають за формулою:

$$\bar{x}_{\phi}^{\Phi} = \frac{C_{y_{a\infty}}^{\alpha_{нос}} \cdot \bar{x}_{\phi}^{нос} + C_{y_{a\infty}}^{\alpha_{корм}} \cdot \bar{x}_{\phi}^{корм}}{C_{y_{a\infty}}^{\alpha_{\Phi}}}$$

$$x_{\phi}^{\Phi} = -2,48$$

Положення фокусу фюзеляжу:

$$x_{\phi}^{\Phi} = \bar{x}_{\phi}^{\Phi} \cdot l^{нос} :$$

$$x_{\phi}^{\Phi} = -3,2$$

Похідну коефіцієнта прокольного моменту по куту атаки літака

Похідну коефіцієнта повздовжнього моменту по куту атаки літака

визначають за формулою

$$m_z^\alpha = - \left[c_{ya}^{\alpha K-C} \cdot \frac{x_\phi^K}{l_\Phi} \cdot \bar{S}^K + c_{ya}^{\alpha GO-C} \cdot \frac{x_\phi^{GO}}{l_\Phi} \cdot \bar{S}^{GO} + c_{ya}^{\alpha \Phi} \cdot \frac{x_\phi^\Phi}{l_\Phi} \cdot \bar{S}^\Phi \right]$$

$$m_z^\alpha = -1.6$$

Положення фокусу літака:

$$x_\Phi = - \frac{m_z^\alpha}{c_{ya}^\alpha} \cdot l_\Phi$$

$$x_\Phi = 2,34 \text{ м}$$

Відстань від носка САХ до фокусу, виражене в частинах САХ:

$$\bar{x}_\Phi = \frac{x_\Phi - x_{кр} - x_a}{b_a}$$

$$\bar{x}_\Phi = 0,467$$

Висновки по розділу

У цьому розділі було проведено детальний аналіз впливу змін на аеродинамічну ефективність літака. Виявлено, що після впровадження нової силової установки, аеродинамічні характеристики Ан-26 залишилися практично незмінними. Це означає, що з технічною модернізацією силової установки Ан-26 залишає свою аеродинамічну ефективність, що дозволяє зберегти оптимальні показники швидкості та стійкості під час польоту.

4. Розрахунок очікуваних льотно-технічних характеристик літака з модифікованою СУ

4.1 Визначення розрахункової крейсерської швидкості польоту

Значення крейсерської швидкості визначимо з умови, що крейсерське число M дорівнює критичному, тоді для Ан-26 $M_{\text{крит}}=0,385$.

Швидкість звуку на висоті крейсерського польоту 4 км $a_H=324,6$ м/с, тоді $V_{\text{кр}}=3,6 \cdot M_{\text{крит}} \cdot a_H=450$

4.2 Визначення статистичної стелі польоту

Для літаків з ТРД статистична стеля $H_{\text{ст}}$ визначається в залежності від відносної щільності повітря на цій висоті

$$\Delta_{\text{пот.}} = \frac{1,67 \sqrt{\frac{C_{x_0}}{(\pi \cdot \lambda_{\text{эф}})}}}{\xi \cdot \bar{P}_0}$$

Де C_{x_0} - значення коефіцієнта сили лобового опору C_x при нульовій підйомній силі крила:

$$C_{x_0} = 0,98 \cdot (0,9 + 0,15 M_{\text{кр.}}) [(0,0083 \cdot (1 + 3C_0) + 0,00083 \lambda_{\text{ф}} + (1/(2\lambda_{\text{ф}}^2)))] + 0,004 = 0,012$$

$\lambda_{\text{эф}}$ - ефективне подовження крила:

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{1 + 0,02 \cdot \frac{\lambda}{\cos \chi} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right)} = 11,45$$

ζ - коефіцієнт, що враховує зміну тяги по швидкості польоту:

$$\zeta = 1 - 0,32 M_{\text{кр}} + 0,4 M_{\text{кр}}^2 - 0,01 M_{\text{кр}}^3 = 0,94$$

$$P_0 = 0,2288$$

Тепер визначимо:

$$\Delta_{\text{пот.}} = 0,17$$

По таблиці МСА знаходимо: $H_{\text{ст}}=8500$ м

4.3 Визначення максимальної швидкості польоту

Максимальна швидкість польоту для літаків з ТРД:

$$V_{max} = 14,55 \sqrt{\frac{\bar{P}_H \cdot P_H}{C_{x_{кр}} \cdot \Delta}}$$

Де \bar{P}_H - тяжоозброєність на висоті H ,

$$\bar{P}_H = \xi \cdot \Delta^{0,85} \cdot \bar{P}_0 \text{ при } H_{кр} < 4 \text{ км}$$

$$\Delta = \frac{P_{H4000}}{P_{H=0}} = 0,73$$

$$\text{Тоді } \bar{P}_H = 0,19;$$

P_H – напруження на крило під час крейсерського польоту

$$P_H = \frac{0,9 m_0 g}{10S}$$

$$P_H = 259 \text{ ДаН/м}^2$$

$$C_{x_{кр}} \approx 1,5 C_{x0} = 0,018;$$

Тоді:

$$V_{max} = 950 \text{ км/год}$$

4.4 Визначення розрахункової дальності польоту

Для дозвукових літаків дальність польоту визначається за формулою:

$$L_{розр} = 1020 \frac{K_{L_{max}} \cdot M_{кр}}{C_p} \cdot \frac{\bar{m}_m}{\sqrt{1 - \bar{m}_m}}$$

Де $K_{L_{max}} = \frac{C_{y_{кр}}}{C_{x_{кр}}}$ - якість літака при польоті на максимальну дальність.

$$C_{y_{кр}} = 1,252 \sqrt{\lambda_{эф} \cdot C_{x0}} = 0,6$$

$$C_{x_{кр}} = 1,5 \cdot C_{x0} = 0,018$$

$$C_p = 0,55 \text{ кг/(ДаН}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{кр} = 0,39$$

$$\bar{m}_m = 0,3$$

Тоді знаходимо:

$$L_{рас} = 2650 \text{ км}$$

4.5 Визначення рейсової швидкості польоту

Рейсову швидкість знаходимо за формулою:

$$L_{рейс} = \frac{V_{кр}}{\left(1 + \left[0,16 + 1,85 \cdot 10^{-4} \cdot H_{кр}^3\right] \frac{V_{кр}}{L_{ср}}\right)};$$

Взявши $L_{ср} = 10000 \text{ км}$, отримаємо:

$$L_{рейс} = 416 \text{ км/год};$$

4.6 Визначення швидкості відриву літака від ЗПС

Значення швидкості відриву знайдемо за формулою:

$$V_{відр} = 1,1 \sqrt{\frac{17,86 \cdot p_0}{C_{Y_{\max_{взл}}}}} = 196 \text{ км/год}$$

$$\text{Злітна швидкість } V_{зл} = \frac{V_{отр}}{1,1} = 178 \text{ км/год}$$

4.7 Визначення довжини розбігу

Значення довжини розбігу можна визначити по формулі:

$$L_{разб} = \frac{1,2}{C_{Y_{взл}}} \cdot \frac{p_0}{0,95 \cdot \bar{P}_0 - 0,5(3f_{разб} + \frac{1}{K_{разб}})};$$

$$p_0 = 568 \text{ Дан/м}^2$$

$$C_{Y_{взл}} = 2,6;$$

$$\bar{P}_0 = 0,2288;$$

$$f_{разб} = 0,03;$$

$$K_{разб} = 14;$$

Тогда находим:

$$L_{разб} = 860 \text{ м}$$

4.8 Визначення швидкості заходу на посадку

Швидкість на посадку:

$$V_{zn} = \sqrt{30.2 \frac{(1 - 0.95 \bar{m}_m) m_0 / S}{C_{Y_{пос}}}} = 342 \text{ км/год}$$

$$\text{Посадочна швидкість } V_{пос.} = \frac{V_{пос}}{1.3} = 263 \text{ км/год}$$

4.9 Визначення довжини пробігу

Довжину пробігу без урахування реверса тяги визначимо по формулі:

$$L_{проб} = \frac{0.94}{C_{Y_{пос}}} \cdot \frac{P_{пос}}{\left(\frac{1}{3K_{проб}} + \frac{2}{3} f_{проб} \right)};$$

$$P_{пос} = \frac{m_0 (1 - 0.95 \bar{m}_m) \cdot g}{10 \cdot S};$$

$$P_{пос} = 224,5 \text{ ДаН/м}^2$$

$$f_{проб} = 0,3;$$

$K_{проб}$ – аеродинамічна якість літака на пробізі $K_{проб} = 14$.

Тоді:

$$L_{проб} = 524 \text{ м}$$

Довжина посадкової дистанції:

$$L_{пд} = l_{пов} + l_{проб}$$

Де $l_{пов}$ – довжина повітряної ділянки, беремо $l_{пов} = 500 \text{ м}$

$$\text{Тоді } L_{пд} = 1024$$

Потрібна посадкова дистанція (потрібна довжина ЗПС) для вологої ЗПС:

$$L_{ЗПС} = 1,92 \cdot L_{пд} = 1966 \text{ м}$$

- Розрахункова крейсерська швидкість – 450 км/год;
- Статистична стеля – 8500 м;
- Максимальна швидкість польоту – 560 км/год;
- Розрахункова дальність польоту – 2650 км;

- Рейсова швидкість польоту – 416 км/год;
- Злітна швидкість – 178 км/год;
- Швидкість відриву – 196 км/год;
- Довжина розбігу по ЗПС – 860 м;
- Посадкова швидкість – 263 км/год;
- Швидкість заходу на посадку– 342 км/год;
- Довжина пробігу по ЗПС – 524м;
- Потрібна довжина ЗПС – 1565 м.

Висновки по розділу

В розділі розрахунків льотно-технічних характеристик Ан-26 з новою силовою установкою було проведено детальний аналіз технічних параметрів та впливу змін на польотні характеристики цього літака. Ан-26 з новою силовою установкою має розрахункову крейсерську швидкість 450 км/год, статистичну стелю 8500 м, максимальну швидкість польоту 560 км/год, розрахункову дальність польоту 2650 км. Літак має злітну швидкість 178 км/год, посадкову швидкість 263 км/год, і потребує довжину ЗПС 1565 м. Висновок: Ан-26 з новою силовою установкою має вдосконалені польотні характеристики, забезпечуючи високу швидкість, дальність польоту і ефективну здатність до зліту та посадки.

Висновок

У зв'язку з неможливістю України виробляти велику кількість військових транспортних літаків повстає проблема в покращенні їх задля того, щоб вони були конкурентними на сучасному ринку. У цьому дипломному проекті було описано як покращити льотно-технічні характеристики літака, модифікувавши його силову установку. Було розглянуто історію та загальні характеристики Ан-26. Одним з видів оптимізації льотно-технічних характеристик, є заміна чи модифікація силової установки.

Було оглянуто та здійснено порівняльний аналіз сучасних аналогів з обраним літаком та його силовою установкою. На основі сучасного турбогвинтового двигуна було здійснено аналітичний розрахунок та зроблено кресленики, що зображують: вихідний пристрій, компресор, камера згоряння, газова турбіна та вихідний пристрій. Також було здійснено розрахунок аеродинамічних та льотно-технічних характеристики літака Ан-26 вже з новою силовою установкою. Отримано незначне покращення ЛТХ, приблизно на 3-6%, аеродинамічні характеристики майже не змінилися.

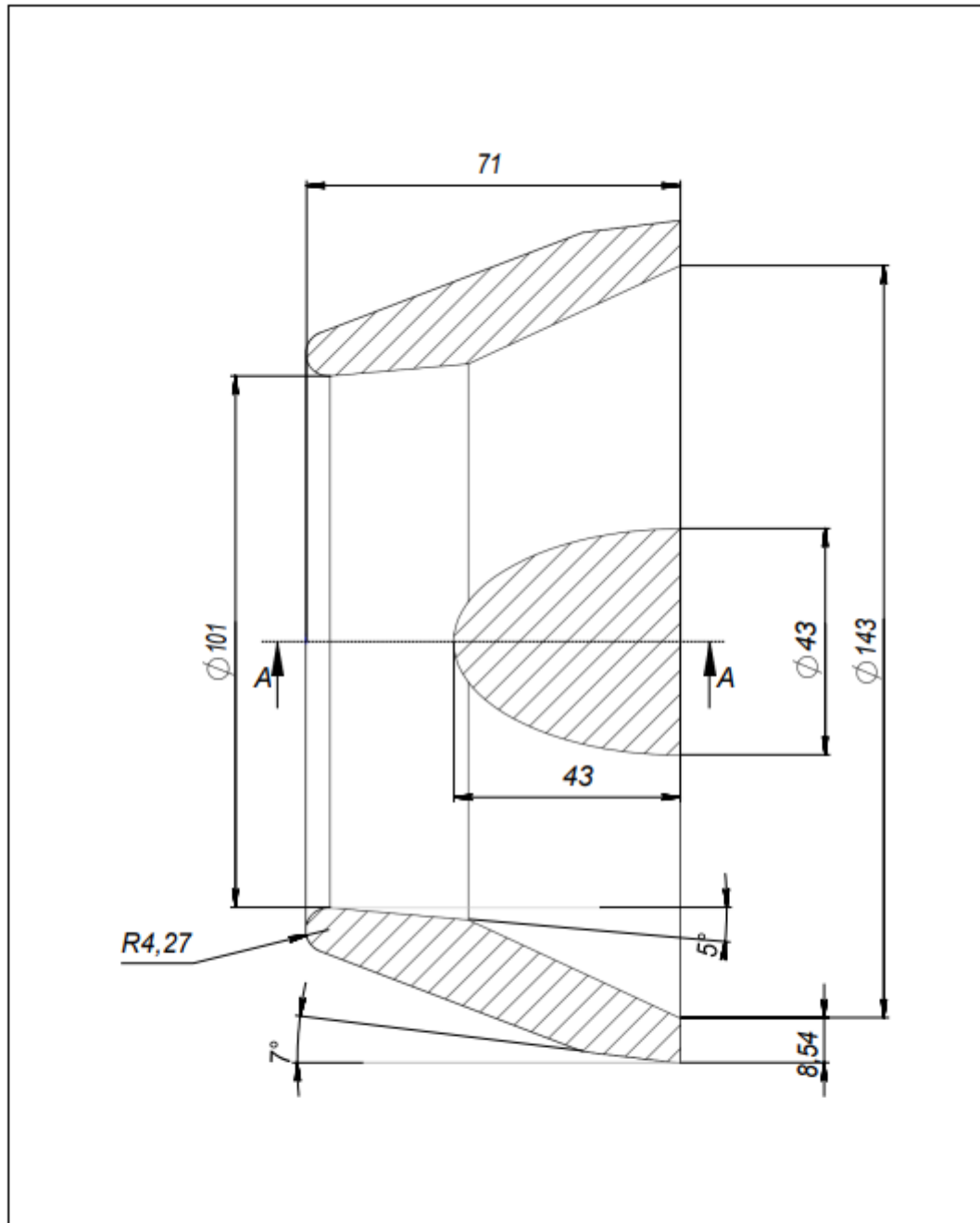
Здійснення даної модифікації може бути взято за основу для покращення льотно-технічних характеристик середнього за розміром військового транспортного літака та, можливо, інших за розміром літаків.

Список використаної літератури

1. <https://avia.pro/blog/pryamotochnyy-reaktivnyy-dvigatel>
2. <https://www.antonov.com/history/an-26>
3. <https://www.antonov.com/history/an-140>
4. <https://weaponsystems.net/system/1052-CASA%20C-295>
5. <https://aircraft.leonardo.com/en/products/c-27j-spartan-next-generation>
6. <https://ksamc.com.ua/planes/%D0%B0n140>
7. <https://motorsich.com/ukr/products/aircraft/tr/ai-24/>
8. https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PW100
9. <https://aircraft-database.com/database/engine-models/pw127g>
10. <http://www.srs.aero/wordpress/wp-content/uploads/2009/03/srs-tsd-002-rev-1-pw120a-sfc-analysis.pdf>
11. Керівництво по експлуатації літака Ан-26
12. Бойова авіаційна техніка. Павленко В.Ф., Д'яченко А.А. та ін., Москва, Військове видавництво, 1984.
13. <https://studfile.net/preview/6881899/page:42/>
14. <https://studfile.net/preview/6881899/page:53/>
15. Семенчин, В. А. Аэродинамика и динамика полета [Текст] / В. А. Семенчин, В. А. Захаренко, В. В. Чмовж. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 381 с.
16. Мхитарян, А. М. Аэродинамика [Текст] : учеб. для вузов / А. М. Мхитарян. М.: Машиностроение, 1976. – 448 с.
17. Остославский, И.В. Аэродинамика самолета [Текст] : учеб. для авиац. вузов / И. В. Остославский. – М. : Оборонгиз, 1957. – 560 с.
18. Руководство для конструкторов. Т. 1. Аэродинамика, гидромеханика, прочность. – М.: Изд-во Бюро новой техники НКАП, 1943. – 1053 с.
19. А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. А. Соболев, И.П. Сунцов Метод визначення аеродинамічних характеристик модифікації навчально-тренувального літака при заміні двигуна, Национальный аэрокосмический

университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»,
2018. – 23 с.

Додатки



					АЛ9113.10.00.01ТК		
Зм.	Арк.	№документа	Підпис	Дата	Літ	Маса	Масштаб
							1:1
Розробив Санду М.					Вхідний пристрій ТРД Теоретичний кресленник		
Перевірів Т. контр							
Н.контр					Аркуш Аркушів		
Затвердив					КПІ ім. Ігоря Сікорського ІАТ Каф. АРБ Група АЛ-91		

