

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

**Інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра авіа- та ракетобудування**

До захисту допущено  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**Дипломний проєкт  
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»  
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
на тему: «Модифікація літака Ан-70»**

Виконав:  
студент III курсу, групи ВЛ-зп81  
Співак Василь Олександрович \_\_\_\_\_

Керівник:  
к.т.н, доцент кафедри АРБ  
Бондар Юрій Іванович \_\_\_\_\_

Рецензент:  
к.т.н, доцент  
Мошенський Андрій Олександрович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2021 року



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

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

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ**

на дипломний проєкт студенту

**Співаку Василю Олександровичу**

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Модифікація літака Ан-70**», керівник проєкту Бондар Юрій Іванович, к.т.н, доцент кафедри АРБ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. №1064-С

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

**3. Вихідні дані до проєкту:** \_\_\_\_\_

3.1 Заміна гвинтовентиляторних двигунів АН-70 на двоконтурний турбореактивний двигун ; Крейсерська швидкість 700км/год.

3.2. Характеристики компоновальних складових та матеріалів.

**4. Зміст пояснювальної записки:** \_\_\_\_\_

4.1. Аналіз існуючих двоконтурних турбореактивних двигунів літаків та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.

4.2. Вибір схеми розташування двигуна на крилі літака і схеми моторами.

4.3. Визначення основних льотно-технічних характеристик літака.

4.4. Розрахунок навантажень, що діють на двигун і агрегати літака.

4.5. Проектування конструкції моторами.

4.6. Проектний розрахунок силових елементів кріплення двигуна.

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

5.1 Модифікація літака Ан-70.

5.2 Огляд аналогів Ан-70 і порівняльний аналіз з А400М.

5.3 Схеми розміщення двигунів, типи двигунів, види кріплення двигунів.

5.4 Методика розрахунків ЛТХ, Ан-70 з новими ТРДД.

5.5 Кріплення двигуна на літаку.

6. Дата видачі завдання: 1 лютого 2021 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих двоконтурних турбореактивних двигунів літаків та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.</i>	<i>до 15.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Вибір схеми розташування двигуна на крилі літака і схеми моторами.</i>	<i>до 23.03.2021 р.</i>	
3.	<i>Визначення основних льотно-технічних характеристик літака.</i>	<i>до 8.03.2021 р.</i>	
4.	<i>Розрахунок навантажень діючих на двигун і агрегати літака.</i>	<i>до 22.03.2021 р.</i>	
5.	<i>Проектування конструкції моторами.</i>	<i>до 12.04.2021 р.</i>	
6.	<i>Проектний розрахунок силових елементів кріплення двигуна.</i>	<i>до 26.04.2021 р.</i>	
7.	<i>Підготовка публікації по темі проєкту</i>	<i>до 10.05.2021 р.</i>	
8.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 27.05.2021 р.</i>	
9.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 10.06.2021 р.</i>	
10.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2021 р. по 20.06.2021 р</i>	

Студент

\_\_\_\_\_

Василь СПІВАК

Керівник

\_\_\_\_\_

Юрій БОНДАР

**Пояснювальна записка  
до дипломного проєкту**

на тему: «**Модифікація літака Ан-70**»

Київ – 2021 рік

## АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до ДП «Модифікація літака Ан-70» містить 67 аркуші тексту, 25 ілюстрації та 8 бібліографічних посилань.

Мета проєкту – модифікувати літак Ан-70 шляхом заміни силової установки.

В результаті виконаний огляд даних прототипів літальних апаратів по темі проєкту, сформульовано уявлення модифікованого літака з новими двигунами. Розглянуто сучасні типи двигунів, види розміщення двигунів на літаку, види силових схем кріплення двигуна, методи аеродинамічних розрахунків. На підставі виконаного аналізу сформовано ТЗ до проєкту та визначено шляхи його реалізації.

В роботі широко використані методи комп'ютерного моделювання.

Результати роботи можуть бути використані при розробці технічної документації до проєкту модифікації літака.

**Ключові слова:** модифікація, Ан-70, силова установка, кріплення.

## **ABSTRACT**

The explanatory note to the DP "modification of the AN-70 aircraft" contains 67 sheets of text, 25 illustrations and 8 bibliographic references.

The goal of the project is to modify the AN-70 aircraft by replacing the power plant.

As a result, a review of these prototypes of aircraft on the topic of the project is made, a representation of a modified aircraft with new engines is formulated. Modern types of engines, types of engine placement on the aircraft, types of power schemes of engine mounting, methods of aerodynamic calculations are considered. On the basis of the analysis, the technical specifications for the project were formed and the ways of its implementation were determined.

The methods of computer modeling are widely used in the work.

The results of the work can be used in the development of technical documentation for the aircraft modification project.

**Keywords:** modification, AN-70, power plant, mount.

## Зміст

Вступ.....	8
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ДВОКОНТУРНИХ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ЛІТАКІВ ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ АНАЛОГАМ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ.....	10
1.1 Загальний опис літака і його конструкції.....	10
1.1.1 Аеродинамічна компоновка літака .....	10
1.1.2 Загальна компоновка фюзеляжу літака.....	12
1.1.3 Конструкція планера.....	13
1.2 Історія створення літака Ан-70.....	16
1.3 Аналоги літака Ан-70 і їхні основні характеристики.....	17
1.4 Турбогвинтові двигуни.....	21
1.5 Двоконтурні турбореактивні двигуни.....	24
1.6 Сучасні двоконтурні турбореактивні двигуни.....	27
1.6.1 AI-28.....	28
1.6.2 Д-436.....	30
1.6.3 Snecma M88.....	32
1.6.4 General Electric F404.....	33
1.6.5 Eurojet EJ200.....	34
1.6.6 GTRE GTX-35VS.....	35
1.7 Постанова завдання для двигуна.....	36
Висновок до розділу.....	36
РОЗДІЛ 2. ВИБІР СХЕМИ РОЗТАШУВАННЯ ДВИГУНА НА КРИЛІ ЛІТАКА І СХЕМИ МОРАМИ.....	39

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ						
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	Модифікація літака <b>Ан-70</b>						
<i>Розробив</i>	<i>Співак В.О.</i>							<i>Літра</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>	
<i>Перевірив</i>	<i>Бондар Ю.І.</i>							4	67		
<i>Рецензент</i>	<i>Мошенський А.О.</i>							КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ			
<i>Н. Контроль</i>	<i>Поваров С.А.</i>										ВЛ-зп81
<i>Затвердив</i>	<i>Кабанячий В.В.</i>										



2.1	Схема розташування двигунів.....	39
2.2	Схема моторами .....	42
	Висновок до розділу.....	43
РОЗДІЛ 3. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА.....		44
3.1	Розрахунок наявних тяг.....	44
3.2	Розрахунок потрібних тяг.....	45
3.3	Розрахунок швидкісних характеристик літака.....	48
3.3.1	Розрахунок максимальної швидкості горизонтального польоту $V_{max}$ .....	48
3.3.2	Розрахунок крейсерської швидкості $V_{кр}$ .....	48
3.4	Визначення швидкості відриву.....	49
3.5	Визначення потрібної довжини пробігу літака по посадковій полосі під час в зльоту.....	49
3.6	Визначаємо швидкість заходу на посадку.....	50
3.7	Визначаємо посадкову дистанцію і потрібну довжину пробігу літака по посадковій полосі.....	51
3.8	Визначаємо розрахункову дальність польоту.....	52
3.9	Визначаємо статичну стелю польоту.....	52
3.10	Результати розрахунків.....	53
3.11	Порівняльні характеристики після заміни двигунів.....	54
	Висновки до розділу.....	54
РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА ДВИГУН І АГОЕГАТИ.....		56
	Висновки до розділу.....	57

РОЗДІЛ 5. ПРОЕКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ МОТОРВМИ.....	58
5.1 Технічні вимоги до кріплення двигуна.....	58
5.2 Обґрунтування конструкції кріплення.....	58
5.3 Вибір матеріалів для елементів кріплення двигуна і вузлів навішування.....	59
5.4 Технічний опис кріплення двигуна.....	59
Висновки до розділу.....	60
РОЗДІЛ 6. ПРОЕКТНИЙ РОЗРАХУНОК СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА.....	61
6.1 Визначення зусиль діючих на елементи кріплення в елементах наближеним методом.....	61
6.2 Визначення зусиль від симетричних навантажень.....	61
6.3 Визначення зусиль від антисиметричних навантажень.....	63
6.4 Визначення сумарного зусилля.....	63
Висновки до розділу.....	64
ВИСНОВОК.....	65
Список використаної літератури.....	67

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		6

## УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

АРК – автомат регулювання керування;

ГК – герметична кабіна;

ЗПС – злітно посадкова смуга;

ЛА – літальний апарат;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

ДСУ – допоміжна силова установка;

СУ – силова установка;

ТВД – турбогвинтовий двигун;

ТРДД – турбо-реактивний двоконтурний двигун;

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						7
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

## ВСТУП

В історії розвитку техніки зазвичай розрізняють два періоди: період виникнення і період становлення.

Створення будь-якого нового виду техніки вимагає наявності об'єктивних умов, необхідних для його здійснення, перед усім визначеного рівня розвитку науки і виробництва.

Стрімкий розвиток авіаційної галузі і удосконалення наявних методів виробництва дозволило створити літак на початку ХХ століття. Це було підтверджено польотом американців, братів Райт (1903 р.), французів: Фармана, Блерио, Вуазена (1906-1909 р.) і ряду інших конструкторів і пілотів перших літаків.

З часом літак з одиночного, експериментального апарата для підйому в повітря перетворився в засіб повідомлення, доставки інформації, бойових вантажів, став засобом збройної боротьби, знайшовши особливо широке застосування під час першої світової війни.

З 1914 р. почався другий період життя літаків – період їх широкого застосування, удосконалення і розвитку, який продовжується і до наших часів.

Другий період розвитку літаків з самого початку характеризувався боротьбою за покращення льотних характеристик літака, підвищення швидкості польоту, вантажопідйомності, дальності і часу польоту.

Кожен період розвитку літаків знаменувався видатними досягненнями.

Розвиток літакобудування супроводжувався зміною і удосконаленням їх конструкції. Конструкція літака як і будь-яка інженерна

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						8
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

споруда, зазвичай визначається навантаженням, діючим на неї, і рівнем розвитку науки і техніки.

Сучасний літак – це не тільки складна будівельна споруда, але і вельми дорого вартісний в проектуванні, виготовленні і експлуатації об'єкт, створення якого під силу тільки великому колективу людей.

Літак має великі перспективи розвитку, володіє великим потенціалом можливостей.

Удосконалення літаків, перетворення їх в літальні апарати масового використання було б неможливо без видатних досягнень різних галузей науки, пов'язаних з виробництвом літаків, їх двигунів, обладнання технологій їх виготовлення, без успіхів авіаційної промисловості, забезпечуючи випуск великої кількості різноманітних літальних апаратів, став зараз однією з важливих галузей промисловості.

Безперервне удосконалення всіх галузей авіаційної науки і техніки є запорукою успіху.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						9
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

# РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВОКОКОНТУРНИХ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ЛІТАКІВ ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ АНАЛОГАМ.

## ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

### 1.1 Загальний опис літака і його конструкції

Літак **Ан-70** — середньо-магістральний, вантажний літак нового покоління розроблений спеціалістами ДП «Антонов».

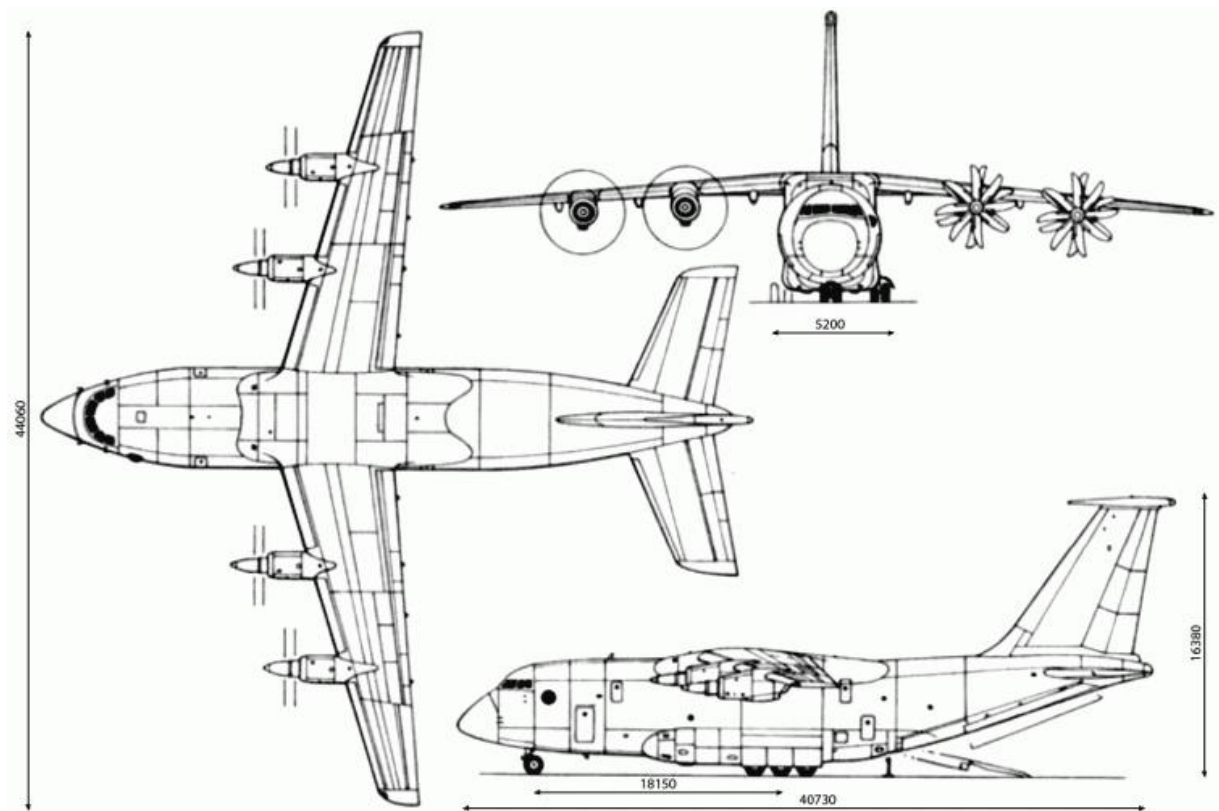


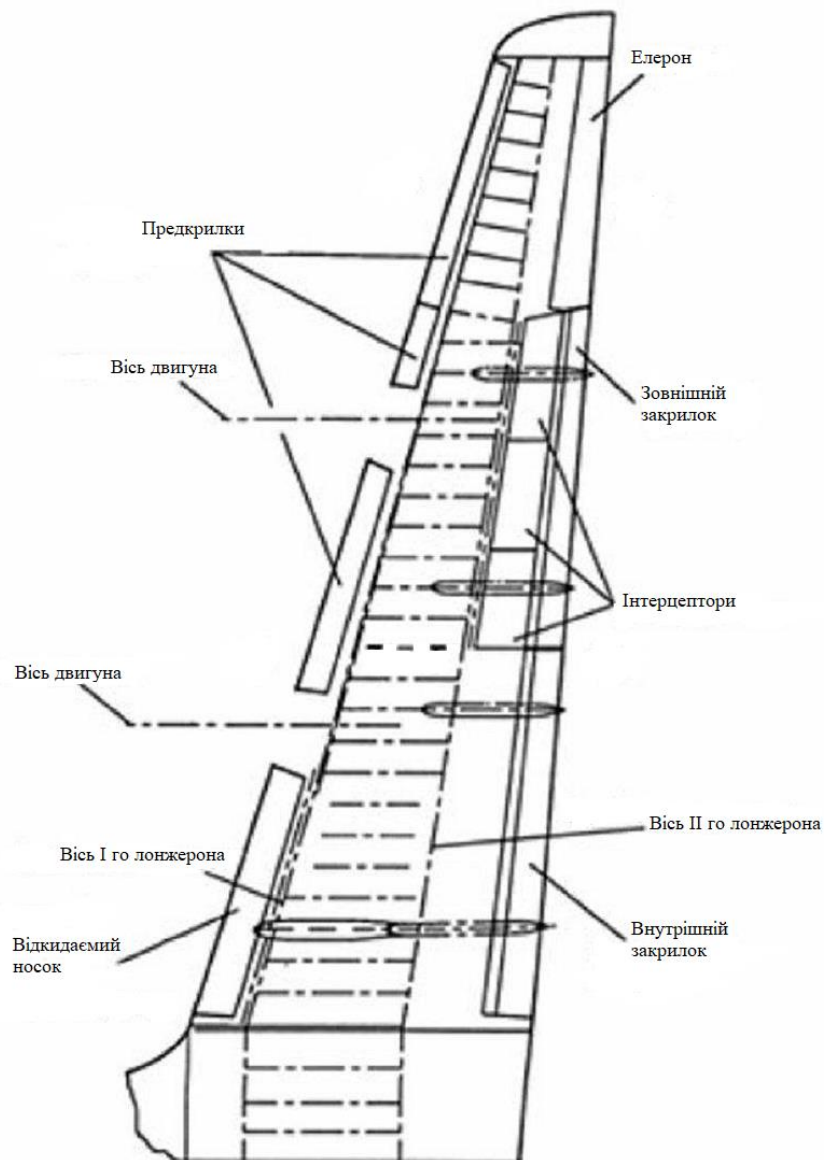
Рисунок 1.1 – Ан-70

#### 1.1.1 Аеродинамічна компоновка літака

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		10

Літак являє собою високо-план з крилом помірної стрілоподібності, з герметичним фюзеляжем, палубним хвостовим оперенням і шасі трьохпорної схеми, чотирма двигунами і допоміжною силовою установкою.

Крило (рис.1.1.1) відносно великого подовження ( $\lambda = 9,5$ ) має помірно надкритичний профіль П-208 і складається з центроплана і двох стрілоподібних консолей трапецієподібної форми в плані. На задній кромці крила розташовані дві секції елеронів і шість секцій інтерцепторів.



					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		11

## Рисунок 1.1.1 – Схема крила

Фіксоване горизонтальне оперення встановлено на фюзеляжі. Кермо висоти дволанкове з конструктивною осьовою компенсацією.

### 1.1.2 Загальна компоновка фюзеляжу літака

Літак скомпонований за традиційною схемою з верхнім розташуванням крила. Від переднього шпангоута до герметичні ствірки і гермо-щитків вантажний люк займає герметичну частину фюзеляжу. Ніші передньої і основних і опор шасі-негерметичні. Фюзеляж двопалубний.

У носовій частині фюзеляжу розміщуються:

- радіо-прозорий обтічник, в якому розміщуються антени бортового радіоелектронного обладнання, радіолокатор і оптико-електронна прицільна система;

- у верхній частині-кабіна екіпажу, аварійно-рятувальне обладнання, побутове обладнання та технічний відсік з радіообладнанням, ліхтар і верхній аварійний люк, підлога з кришкою люка для входу в кабінку екіпажу, в районі робочого місця штурмана встановлений блістер;

- у нижній частині розташований технічний відсік, де встановлена основна частина електронного обладнання, стаціонарний туалет з системою водопостачання та рециркуляційною системою видалення відходів, робоче місце техніка з десантного обладнання, вхідні сходи в кабінку екіпажу поєднана з шахтою аварійного покидання.

У середній частині фюзеляжу є вхідні двері, аварійні люки, вантажний підлогу, центроплан крила, ніша стійок основного шасі, обтічник стійок основного шасі, відсік ДСУ.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						12
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



У хвостовій частині фюзеляжу є вантажний люк, і відсік кріплення хвостового оперення і закінцівки фюзеляжу.

### 1.1.3 Конструкція планера

Фюзеляж. Фюзеляж літака являє собою суцільнометалевий наполовину монокок з повздовжнім набором зі стрингерів і балок, поперечним набором з шпангоутів і працюючою обшивкою з посиленнями в зонах вирізів під отвори люків, дверей. Поперечний переріз мідельної частини фюзеляжу-коло.

Фюзеляж умовно розділений по довжині на носову, середню і хвостову частини.

У носовій частині фюзеляжу є носовий обтічник, а в хвостовій частині — закінцівки з хвостовим обтічником. У носовій частині фюзеляжу розташована кабіна екіпажу, яка відокремлена перегородкою (по шпангоуту) від вантажної кабіни. У передній частині кабіни екіпажу розташований ліхтар, у верхній частині кабіни є аварійний люк. Вхід в кабіну екіпажу здійснюється з вантажної кабіни по сходах через люк в напів кабіни екіпажу. Під підлогою кабіни екіпажу розташований технічний відсік, в якому є ніша передньої опори шасі, що закривається зовні ствірками і шахта аварійного виходу екіпажу для покидання літака в повітрі з нижнім аварійним люком, що відкривається назовні літака.

У середній і частково в носовій і в хвостовій частинах фюзеляжу розташована вантажна кабіна, вантажна підлога, складається з силового настилу з шістьма рядами рейок з пазом і сімома рядами гнізд під швартувальні вузли. У настилі підлоги є два люки для доступу в підпільні простори.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						13
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

На літаку передбачена установка другої палуби, за допомогою восьми секцій і трапів для підходу до верхніх аварійних люків.

У передній частині вантажної кабіни, на лівому і правому бортах, є двоє бічних дверей. Для входу в літак і виходу з нього використовується ліва двері з бортовим трапом, що прибирається вручну і встановлюється на борту всередині фюзеляжу. Двері відкриваються назовні в напрямку польоту як вручну, так і дистанційно.

У вантажній кабіні вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака розташовані два нижніх і чотири верхніх бічних аварійних люка, що відкриваються вручну назовні літака.

У хвостовій частині фюзеляжу розташований вантажний люк, що складається з рампи з чотирма трапами, герметичні ствірки і двох герметичні щитки, що обмежують герметичну зону фюзеляжу.

У зоні стикування фюзеляжу і крила розташований заліз з експлуатаційними люками і знімними панелями для доступу до обладнання, розміщеному всередині заліза.

На обох бортах фюзеляжу розташований обтічник основних опор шасі, що має ствірки в зоні ніш основних опор шасі і люки для обслуговування агрегатів і обладнання систем літака.

У конструкції всіх зовнішніх бічних дверей і аварійних люків, рампи, герметичні ствірки і гермо щитків і стулок вантажного люка передбачені засоби для виключення їх мимовільного відкриття в польоті, а також заклинювання дверей і люків в разі аварійної посадки або руйнування їх при приводненні літака. Пристрої відкриття бічних дверей і аварійних люків, службовців аварійними виходами, виконані простими, мають

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						14
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



швидкість	
Крейсерська швидкість	700-750 км/год
Практична дальність	1350 км
Перегінна дальність	8800 км
Довжина посадки	800 м - 1800 м
Довжина зльоту	600 м - 1550 м

## 1.2 Історія створення літака Ан-70

Розробка нового середньо-магістрально, військово транспортного літака який мав замінити Ан-12 почалась ще в кінці 1970-х років, але на той час не було конкретних вимог. Тому лише в 1987 році було поставлене технічне завдання.

Розробка літака велась під головуванням Петра Балабуєва і Олега Богданова.

Перший прототип Ан-70 (001) було виготовлено в 1994 року.

Перший політ Ан-70, здійснив 16 грудня 1994 року під керуванням пілота С.В. Максимова з аеродрому Київського авіаційного заводу.

10 лютого 1995 року, під час випробувального польоту відбулася трагедія за участю літаків Ан-70 і Ан-72. Основна версія цієї авіа-пригоди, екіпаж не впорався з пілотуванням. В результаті цієї катастрофи екіпаж Ан-70 загинув. Екіпаж Ан-72 спромігся долетіти до Аеродрому в Гостомелі і виконати посадку з одним відкритим шасі.

В грудні 1996 року було виготовлено другий прототип, спочатку він мав використовуватися для статичних випробувань, але з часом він став використовуватися для льотних випробувань.

Свій перший політ Ан-70 (002) здійснив 24 квітня 1997 року.

В серпні 1997 року літак був представлений на авіасалоні МАКС-97, а в 2000 році літак було продемонстровано на авіасалоні в Берліні.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		16

В 1999 році почалися державні сертифікаційні випробування.

27 січня 2001 року під час льотних випробувань в Омську літак при зльоті впав в результаті відмови двигунів. Літак було суттєво пошкоджено, але з часом літак реконструювали.

В 2003 році В. Горovenко (пілот-випробувач) встановив шість світових рекордів.

11 квітня 2014 році літак завершив державні випробування, літак було рекомендовано для прийняття на озброєння Збройних Сил України.

19 січня 2015 року літак поставили на озброєння збройних сил.

На даний момент літак непотрібен збройним силам і безнадійно стоїть в місці свого народження на ДП Антонов.

### 1.3 Аналоги літака Ан-70 і їхні основні характеристики

Літак Ан-70 має ряд конкурентів:

- Airbus A400M Atlas;
- Kawasaki C-2;
- Lockheed Martin C-130J-30 Super Hercules;
- Embraer KC-390;
- Іл-76.

**Airbus A400M Atlas** (Рис. 1.3.1) - чотиримоторний турбогвинтовий військово-транспортний літак виробництва європейського концерну Airbus Military. На озброєння прийнятий в 2010 році.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						17
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



**Рисунок 1.3.1 - Airbus A400M Atlas**

**Kawasaki C** (Рис. 1.3.2) - 2-двиготурний військово-транспортний літак, розроблений фірмою Kawasaki для Повітряних сил самооборони Японії. C-2 повинен замінити в японських ВПС такі літаки, як Kawasaki C-1 і C-130 Геркулес.



**Рисунок 1.3.2 - Kawasaki C**

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		18

**Локхид С – 130 «Геркулес»** (Рис. 1.3.3) — американський військово-транспортний літак середньої і великої дальності. Основний військово-транспортний літак США, країн НАТО і ряду інших країн. Є найпоширенішим військово-транспортним літаком у світі.



**Рисунок 1.3.3 - Локхид С – 130 «Геркулес»**

**Embraer KC-390** (Рис. 1.3.4) - реактивний дво-дигунний транспортний літак середньої дальності виробництва бразильської компанії Embraer. Літак призначений для перекидання вантажів, дозаправки в повітрі, пошуково-рятувальних операцій та медичної евакуації.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						19
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		





**Рисунок 1.3.4 - Embraer KC-390**

**Іл-76** (Рис. 1.3.5) - радянський і російський важкий військово-транспортний літак, розроблений в ОКБ Ільюшина за проектом і під керівництвом академіка Г.В. Новожилова; перший в історії Радянсько Союзу військово-транспортний літак з турбореактивними двигунами.



**Рисунок 1.3.5 – Іл-76**

Порівняльні характеристик літака Ан-70 з його аналогами наведено в таблиці 1.3.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		20



<b>Характеристики</b>	<b>Ан-70</b>	<b>Іл-76</b>	<b>А400М</b>	<b>С-2</b>	<b>С-130</b>	<b>КС-390</b>
Екіпаж, осіб	5	5	4	3	2	2
Кількість дисантників, осіб	300	126	140	115	72	80
Розмах крила, м	40,06	50,5	42,4	44,4	40,41	43,3
Довжина, м	40,73	46,6	45,1	43,9	29,79	33,43
Висота літака, м	16,38	14,7	14,7	12,4	11,84	13,5
Вантажопідйомність, т	47	60	37	37,6	18,9	26
Нормальна злітна маса, т	123	140	76,5	60,8	70,3	80,5
Максимальна злітна маса, т	130	210	141	141,4	79,38	115,3
Тип двигуна	4 х ТВД	4 х ТРРД	4 х ТРРД	2 х ТРДД	4 х ТРД	2 х ТРДД
Максимальна швидкість, км/год	800	870	800	910	700	870
Крейсерська швидкість	700-750	780-820	780	800-890	628-645	750-850
Максимальна стеія, км	12000	12000	12200	12200	9315	12000
Перегінна дальність, км	8800	9700	8900	10000	5250	6500
Довжина посадки, м	800 - 1800	2150-3050	1500-2200	1300-1900	777-1000	1500-2100
Довжина зльоту, м	600 - 1550	1950-3000	900-1800	1100-1700	1433-1600	1300-1800

Таблиця 1.3 - Основні порівняльні характеристики літаків

## 1.4 Турбогвинтові двигуни

Турбогвинтові двигуни, мали великий попит на початку розвитку авіаційної промисловості не тільки на теренах колишнього Радянського

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		21

Союз, а і у всьому світі. Це все було зумовлено тогочасним розвитком науки і техніки. Простота конструкції, невимогливість в обслуговуванні, злітні характеристики, тогочасна економічність це все і грало на користь турбогвинтових двигунів. Конструкції двигуна можна охарактеризувати потужною багатоступінчастою турбіною, в якій розширення газів відбувається при тиску не значно вище атмосферного. Економічність зумовлена високою ефективністю гвинта, що створює тягове зусилля за рахунок великих витрат набігаючого повітря.

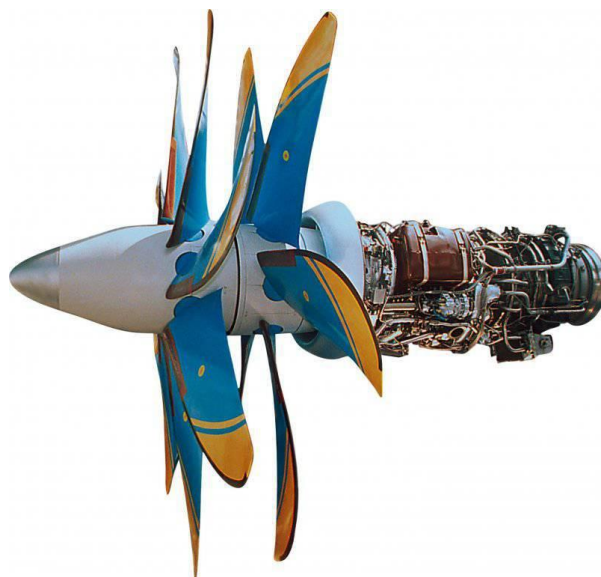
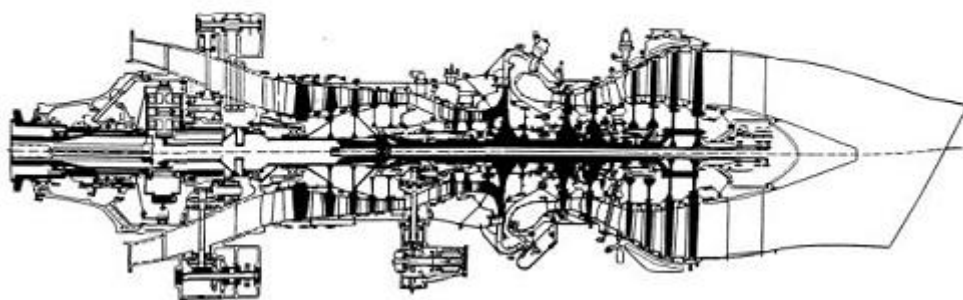
Турбогвинтові двигуни мають велику кількість недоліків, таких як:

- підвищена вібрація, шум в салоні і на аеродромі. Що ускладнюють експлуатацію літака в сучасних умовах і вимогах які ставляться перед літаками;
- великий ризик ушкодження планера літака при ситуаціях руйнування гвинтів;
- погані можливості встановлення силової установки під крилом і в фюзеляжі.

Сучасні турбогвинтові двигуни в основному використовуються на військово-транспортних літака (Ан-70, Ан-22, А400М), а також середньо магістральних літаках (Bombardier Q400).

На літаку Ан-70 встановлені 4х турбогвинтових двигуна Д-27 (рис.1.2).

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						22
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



**Рисунок 1.2 – Д-27**

Д-27 – гвинто-вентиляторний двигун, був розроблений на теренах України, відомою не тільки на теренах України, а і за її межами компанією «Мотор Січ». Двигун розроблявся для сімейства АНів (Ан-70, 70-100, 70Т). Характеристики двигуна (таб.1.2) в порівнянні з тогочасними двигунами були не найгіршими, але з самого початку випробувань постійно виникали проблеми з експлуатацією двигуна. Одна з проблем це помпаж (зрив роботи двигуна, порушення роботи газодинамічної установки. Що в результаті веде до, хлопків, вібрації, задимлення, падінню тиску, падіння тяги – це все може призвести до руйнування двигуна), який не дозволяв і не дозволяє нормально експлуатувати двигун.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		23

<b>Таблиця 1.2 - Технічні характеристики Д-27</b>			
	<b>Злітний режим</b>	<b>Нормальний режим</b>	<b>Максимальний крейсерський режим</b>
Еквівалентна потужність, кН	65	52	59
Питома витрата палива, кг/год	71.2	64.9	68.3
Ступінь підвищення тиску	22,9	20,4	29,7
Температура газу перед турбіною високого тиску	1653	1530	1450
Масова витрата повітря, кг/год	27,4	24,9	12,1
Частота обертання турбіною гвинта, об/хв	8934	7720	7135

## **1.5 Двоконтурні турбореактивні двигуни**

Розвиток науки і техніки не припинявся ні на мить, вже з кінця 1950-х і на початку 1960-х років широке застосовування почалися ТРДД в авіаційній промисловості. Використання і широке застосування ТРДД було зумовлено бажанням людей літати на великі відстані, вище, швидше. Тому ТРДД (приклад ТРДД, рис.1.3.1) почали витісняти ТГД з авіаційної галузі, мова йде про літаки цивільного застосування, а з часом і з літаків військового призначення (але не до кінця). Витіснення ТРДД було зумовлено легкістю розташування двигуна на літаку, двигун можна було розташовувати на крилі, під крилом, в фюзеляжі, в оперенні літака;, а ТГД зазвичай тільки можна було розташовувати під крилом.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		24



По типу вихлопної системи:

- з роздільним соплом внутрішнього і зовнішнього контуру;
- з загальним соплом, зі зміщенням потоків внутрішнього і зовнішнього контуру.

По розміщенню вентилятора:

- переднім розміщенням;
- заднім розміщенням.

По числу роторів, валів:

- одновальні;
- двовальні;
- трьохвальні.

По наявності або відсутності підірних ступенів на валу вентилятора.

По типу привода вентилятора:

- з прямим приводом;
- з приводом через редуктор.

По наявності або відсутності форсажної камери.

По розміщенню ФК:

- по зовнішньому контурі;
- в обидва контурах;
- з загальною ФК після змішування потоків.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						26
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

В сучасному світі двигуни ТРДД встановлюються на літаках світових компаній «Boeing» та «Airbus», застосування такого формату двигунів зумовлено:

- зниження витрат палива в порівнянні з ТРД на дозвукових швидкостях і в порівнянні з ТВД на біядозвукових швидкостях. Підвищення економічності двигуна було досягнуто шляхом вдосконалення СУ як теплової машини і підвищенням його ефективності як рушія. Це все неможливо на одноконтурному двигуні;
- можливість значного форсування двигуна по тязі шляхом підвищення рівня двоконтурності;
- скорочення відносної довжини і питомої маси двигуна зарахунок великої компактності внутрішнього контуру;
- зниження шкідливих впливів на навколишнє середовище і планер літака (зниження шкідливих викидів в атмосферу, зниження шумів);
- можливість використання двигунів в різних швидкісних діапазонах, з подальшою економією надозвукових швидкостях.

## 1.6 Сучасні двоконтурні турбореактивні двигуни

Розвиток сучасних двоконтурних двигунів заключається у підвищенні двоконтурності двигуна, в сучасному світі велике різноманіття таких двигунів (1.6.1 – 1.6.6) які будуть відповідати поставленим вимогам для Ан-70.

Вибір нових двигунів заснований на максимально можливій ідентичності їх ваги і тягових характеристик з оригінальною руховою системою, збереженні складних льотно-технічних характеристик,

Заміна маршових двигунів пропонує наступні переваги:

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						27
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

- здатність забезпечувати шум на землі відповідно до глави IV ІКАО;
- підвищений комфорт екіпажу в вантажному салоні - шум менше 80 дБА;
- можливість збільшення ресурсу планера і систем за рахунок зменшення вібраційних і акустичних навантажень;
- можливість отримання більш підбраного повітря для нагрівання поверхонь крил і оперення;
- можливість поліпшення аеродинамічної якості за рахунок відсутності обдування і зменшення Мотогондолу Сміда;
- трудомісткі системи МОУ на 30-35% менше;
- можливість зниження радіолокаційної видимості;
- можливість збільшення льотної продуктивності на 7-10%;
- можливість підвищення технічної готовності літака за рахунок менш трудомісткої доцільності.

### 1.6 .1 AI-28

AI-28 (рис.1.4.1) – двигун нового покоління ТРДД з високим рівнем двоконтурності, двигун був розроблений на основі двигунів Д-27, AI-222-25, Д-436Т1, Д-18Т. Високий рівень термодинамічного циклу і конструкція приводить до того що:

- питома витрата палива на 15...20% менше ніж у двигунів цього класу (Д-436);
- покращенні екологічні властивості.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						28
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		









### 1.6.3 Snecma M88

Snecma M88 (рис.1.6.3) - Французьке допалювання турбовентиляторний двигун, розроблений Safran Aircraft Engines.



**Рисунок 1.6.3 – Snecma M88**

#### **Характеристики двигуна:**

Тип: форсажний двигун ТРДД

Довжина: 353,8 см (139,3 дюйма);

Діаметр: 69,6 см (27,4 дюйма);

Суха вага: 1435 кг (1978 фунтів);

Максимальна тяга: 50 кН (11200 фунт-сила) і 75 кН (16900 фунт-сила) (з форсажною камерою);

Загальне співвідношення тисків : 24,5: 1;

Температура на вході в турбіну: 1850 К( 1580 ° С);

Витрата палива: 39.7 кг /год (8770 фунтів / год) і 126.9 кг / год (27 990 фунтів / год) (з форсажною камерою);

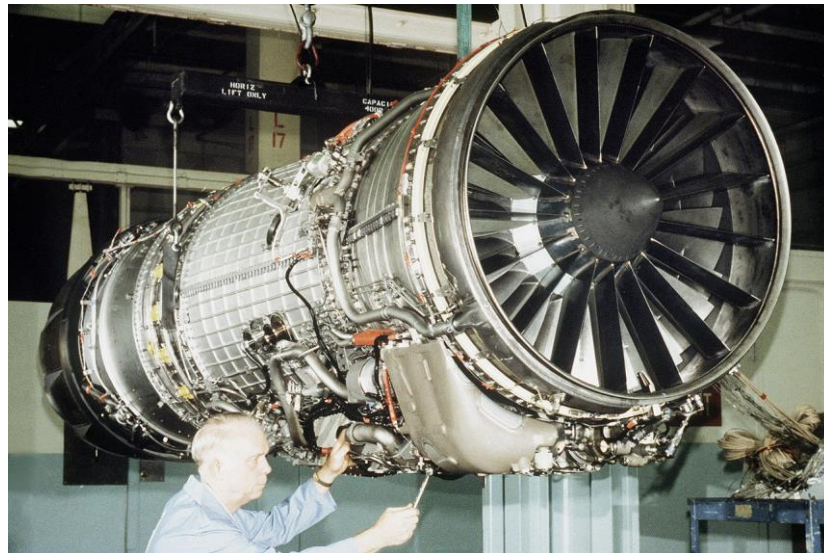
					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		32

Питома витрата палива: 22,14 г / (кН · с) (0,782 фунт / (фунт-сила-годину)) і 47,11 г / (кН · с) (1,663 фунта / (фунт-сила-год)) (з форсажною камерою);

Відношення тяги до маси : 5,68: 1 (сухий) і 8,52: 1 (з форсажною камерою).

### 1.6.4 General Electric F404

General Electric F404 (рис.1.6.4) є сімейством двигунів статичною тягою 47-85 кН. Двигуни випускає GE Aviation (Америка). Партнерами даної компанії є Volvo Aero, яка виробляє варіант RM12.



**Рисунок 1.6.4 – General Electric F404**

#### **Характеристики двигуна:**

Тяга:, кгс

на форсованому режимі 12500;

на нефорсованому режимі 10500;

Питома витрата палива:, (кг/год) / кгс

на форсованому режимі 95.1;

Витрата повітря, кг / сек 120;

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		33



Повна ступінь підвищення тиску 30,4;  
Ступінь двоконтурності 0,85;  
Температура газів перед турбіною, до 1923;  
Суха маса двигуна, кг 1740;  
Габаритні розміри двигуна:, м  
діаметр 1,2;  
довжина 5,9.

### 1.6.5 Eurojet EJ200

Eurojet EJ200 (рис.1.6.5) - це військовий ТРДД, який використовується в якості силової установки Єврофайтер Тайфун . Двигун багато в чому заснований на демонстраторі технологій Rolls-Royce XG40. EJ200 побудований консорціумом EuroJetTurboGmbH.



Рисунок 1.6.5 – Eurojet EJ200

#### Характеристики двигуна:

Тип: ТРДД

Довжина: 398,78 см (157,00 дюйма);

Діаметр: 73,66 см (29,00 дюйма);

Суха вага: 1361,5 кг (2180,0 фунта);

Робочі характеристики

Максимальне зусилля: 60 кН (13500 фунт-сила) і 90 кН (200 фунт-сила) (з допалювачем);

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		34

Загальний коефіцієнт тисків : 26: 1;

Масова витрата повітря: 75-77 кг / с (9 900-10 200 фунтів / хв);

Температура на вході в турбіну: 1800 К( 1530 ° С);

Витрата палива: 45.3-49.6 кг / год.

### 1.6.6 GTRE GTX-35VS

GT GTX - 35vs Kaveri (рис.1.6.6) - є турбовентиляторним двигуном, розроблений дослідницьким інститутом газових турбін (GTRE), лабораторією організації оборонних досліджень і розробок (DRDO) в Бангалор, Індія. Розроблений в Індії.



Рисунок 1.6.6 – GTRE GTX-35VS

#### Характеристики двигуна:

Тип: ТРДД;

Довжина: 3490,0 мм (137,4 дюйма);

Діаметр: 909,3 мм (35,8 дюйма);

Суха вага: 1236 кг (2724 фунта);

Максимальна тяга:

Військова: 52 кН (11687 фунтів f);

Форсажна камера: 81 кН (18210 фунтів f);

Питома витрата палива :

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		35

Військові: (79,52 кг / (кН \* год).

## 1.7 Постановка завдання для двигуна

Завдання щодо вдосконалення вітчизняного середнього оперативно-тактичного військово-транспортного літака з ТВВД, двигун має відповідати таким вимогам:

1. Зменшення шуму на землі (як це передбачено главою 3 ІКАО 16).
2. Скорочення часу обслуговування.
3. Можливо велика тяга (потужність) на зльоті і наборі висоти.
4. Висока економічність в польоті.
5. Малі габарити, особливо поперечні.
6. Мала питома маса двигуна.
7. Висока технологічність виготовлення і ремонту.
8. Висока надійність в експлуатації.
9. Велика довговічність (ресурс) і живучість
10. Допустимі норми впливу на людину і навколишнє середовище.

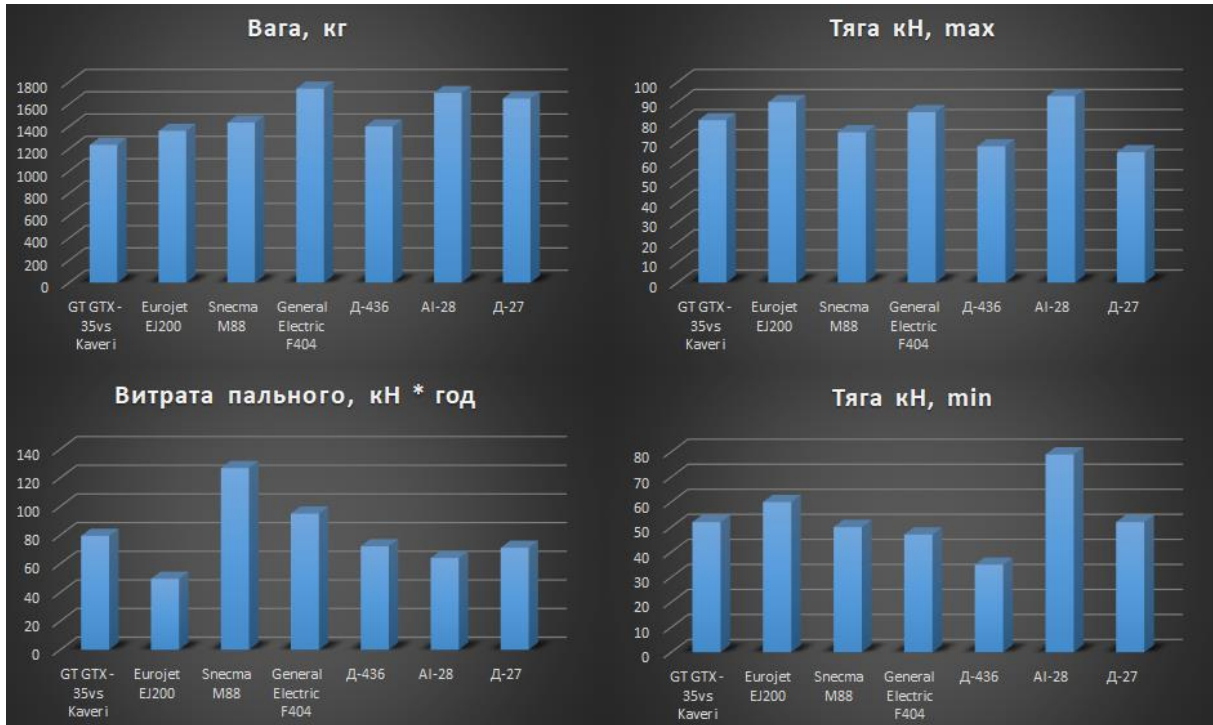
### Висновок до розділу

Вибір і аналіз сучасних двигунів (рис.1.7) проведений виходячи з максимально-можливої ідентичності їх вагових і тягових характеристик з вихідною силовою установкою, збереження комплексу льотно-технічних характеристик, не нижче, а також забезпечення флаттерних характеристик при великих швидкостях польоту.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						36
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



Можна зробити висновки що двигун АІ-28 буде оптимальним варіантом для заміни Д-27. АІ-28 економічно вигідний в плані витрати палива, ефективний в плані потужності. АІ-28 відповідає поставленій задачі (крейсерська швидкість від 700 км/год).



**Рисунок 1.8 – Порівняльна діаграма ТРДД**

Також замінивши двигун Д-27 на АІ-28 не суттєво вплине на вагу літака (вага Д-27 складає 1650 кг., а вага АІ-28 складає 1700 кг.) що серйозно не вплине на злітно-посадкові характеристики літака.

Заміна маршової силової установки дає наступні переваги:

- можливість забезпечення шуму на місцевості по IV чолі ІСАО;
- підвищений комфорт екіпажу у вантажній кабіні-шум менше 80 дБА;
- можливість підвищення ресурсу планера і систем за рахунок зниження вібраційних і акустичних навантажень;

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		37

- можливість отримання більшої кількості повітря для потреб обігріву поверхонь крила і оперення;
- можливість отримання більш прийнятних центрувань літака;
- трудомісткість систем на 30-35% менше;
- можливість зменшення радіолокаційної помітності;
- можливість підвищення продуктивності польотів на 7-10%;
- можливість підвищення технічної готовності літака за рахунок меншої трудомісткості.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		38

## РОЗДІЛ 2. ВИБІР СХЕМИ РОЗТАШУВАННЯ ДВИГУНА НА КРИЛІ ЛІТАКА І СХЕМИ МОТАРАМИ

### 2.1 Схеми розташування двигунів

Авіаційний світ багатий на різноманіття розміщень двигунів на літаках (рис.2.1). Кожне розміщення зумовлено призначенням літака і його схемою крила. Якщо казати про літаки загально вжитку (військово-транспортні, пасажирські), зазвичай двигуни розміщують під крилом, але є винятки при яких двигун розміщують на фюзеляжі, над крилом, в горизонтальному оперенні, або на пілонах в хвостовій частині фюзеляжу. У винищувачах завжди двигун розміщують в фюзеляжі, але на навчальних літаках для пілотів винищувачах двигун можуть розміщувати і на фюзеляжі.

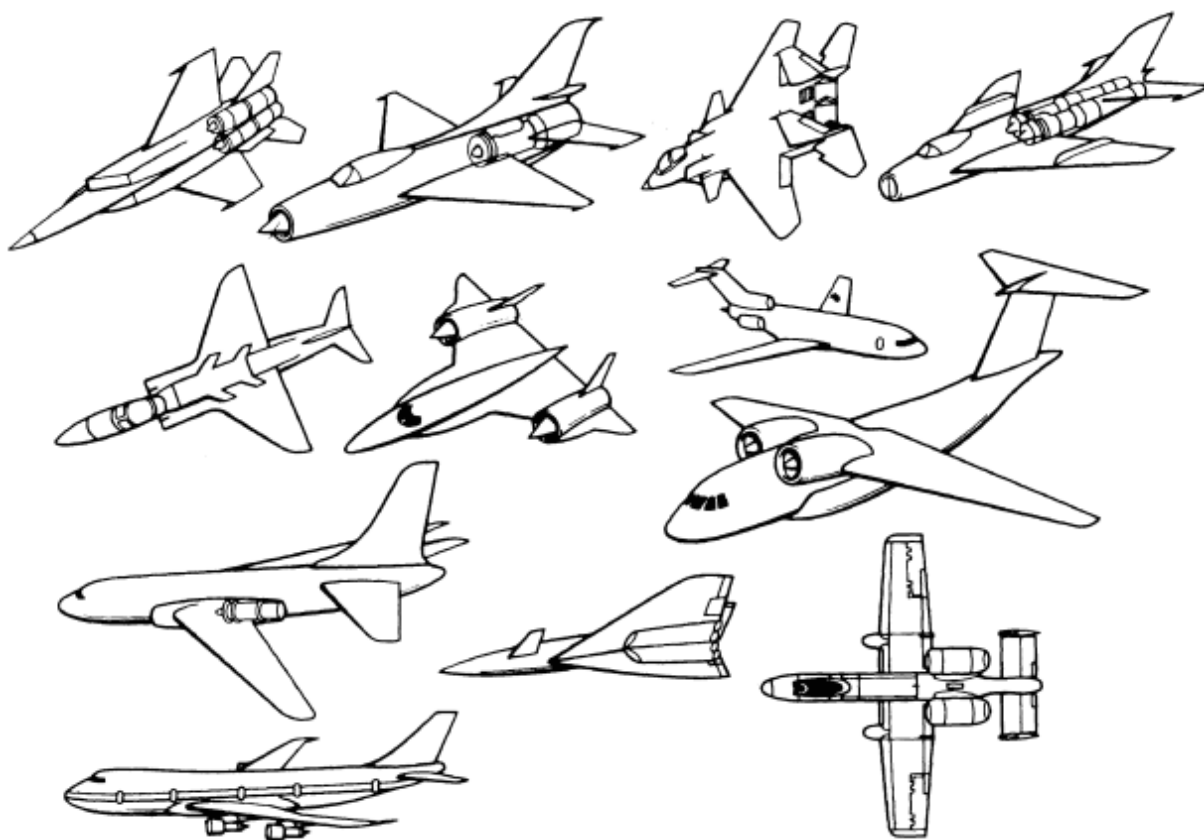


Рисунок 2.1 – Схеми розміщення двигунів на літаках

Вимоги яким мають відповідати СУ розміщуючись на літаку:

- СУ має створювати мінімальний додатковий опір (досягається шляхом розміщення двигуна в фюзеляжі літака, але не в нашому випадку);
- простота в обслуговуванні (можна досягнути шляхом збільшення капотів);
- мінімізація факторів потрапляння частинок ґрунту і інших шкідливих речовин що можуть порушити роботу двигуна (досягається шляхом розміщення двигуна як можна вище від землі, зазвичай під крилом або на крилі);
- має бути забезпечена протипожежна безпека, щоб мінімізувати можливість перекидання вогню на фюзеляж. Це в свою чергу дасть більше часу на евакуацію людей під час критичних ситуацій.
- вузли кріплення двигуна мають забезпечувати достатню міцність кріплення двигуна при мінімальній масі. Також мають бути демпфера для погашення вібрації двигуна;
- має бути забезпечено монтаж і демонтаж двигуна з мінімізацією трудомісткості;
- вузол кріплення має бути відповідати вимогам взаємозамінності, щоб в процесі експлуатації була можливість без втрати технічних характеристик замінити вузол кріплення;
- вузол кріплення має бути уніфікованим, для заміни одного двигуна на інший (подібний за властивостями) без заміни вузла кріплення.

Розміщення двигунів під крилом на консолях має свої переваги і недоліки.

Переваги:

- Забезпечується гарний доступ до двигуна під час його експлуатації;
- Двигуни розвантажують конструкцію крила під час польоту;

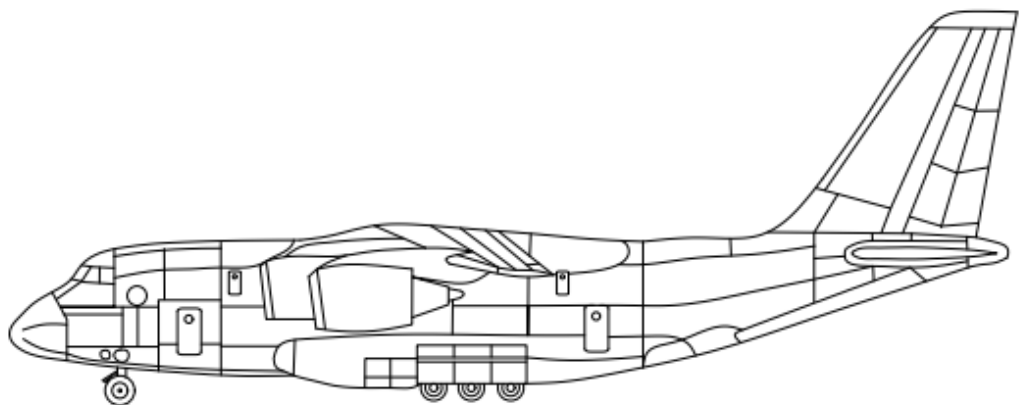
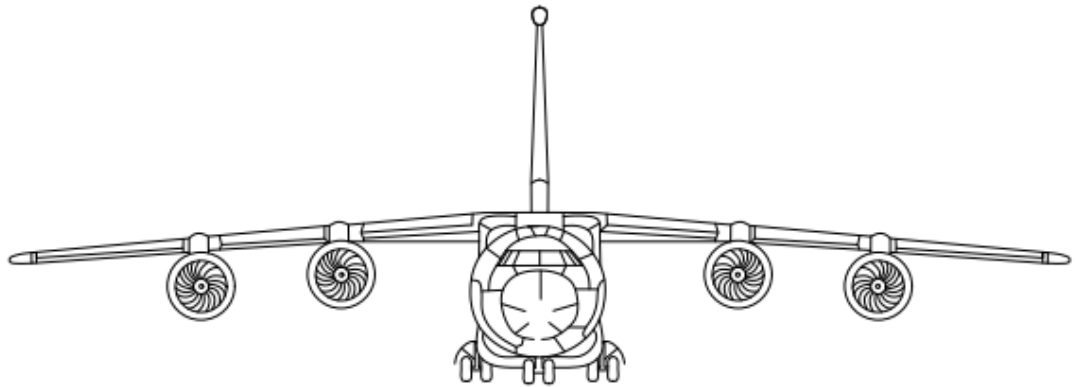
					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						40
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

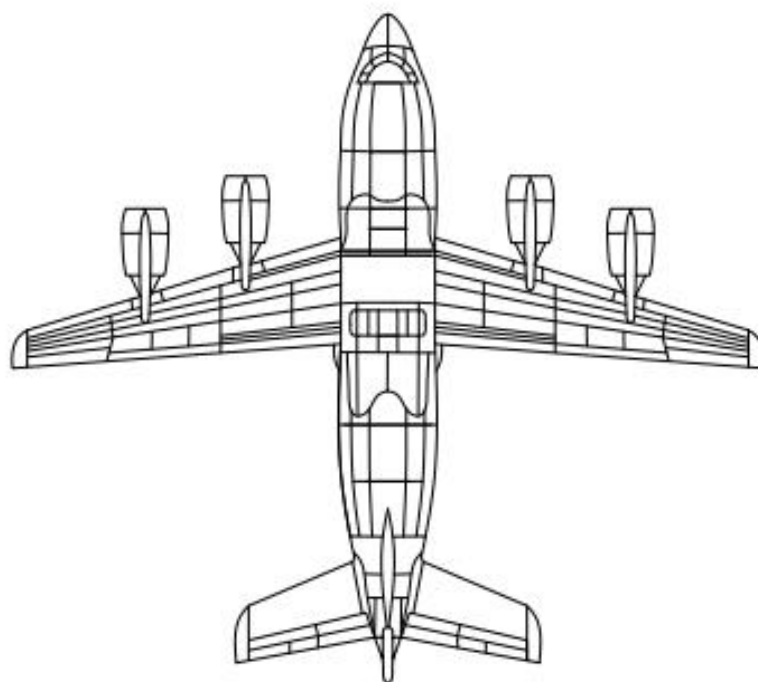
- Можливість надійно ізолювати крило з допомогою протипожежних перегородок в пілоні;
- Демпфувальні коливання крила в польоті в турбулентній атмосфері і є протифлатерним балансом.

Недоліки:

- При зупинці двигуна створюється значний розвертальний момент в горизонтальній площині.

Приклад уніфікованої схеми розташування двигуна на пілонах під крилом (рис.2.1.1):





**Рисунок 2.1.1 – Загальний вигляд літака з ТВДД під крилом**

В нашому випадку двигун оптимально розміщений під крилом на пілонах. Тому розміщення двигунів не буде змінено.

## **2.2 Схема моторами**

Для кріплення двигунів до силових елементів крила розробляють різного типу елементи такі як рами, стержневі просторові зварні фермові і інші види конструкції, які дозволяють надійно з'єднати двигун з планером літака і передати на нього навантаження від двигуна.

Кріплення ТРДД на пілонах під крилом (рис.2.2), в даній схемі пілони слугують силовими елементами між крилом і двигуном, забезпечуючи виконання вимог протипожежної безпеки і протифлатерової безпеки. Зазвичай, деталі в такій схемі розташування двигуна виконуються

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		42



## РОЗДІЛ 3. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Розрахунок льотних характеристик даного літака з турбореактивним двоконтурним двигуном (ТРДД) проводиться за методом тяг. В основі цього методу лежить порівняння наявних і потрібних тяг (метод тяг Жуковського). Розрахунок виконується для сталих режимів польоту.

Під сталим режимом розуміється режим, для якого основні кінематичні параметри руху і, перш за все, швидкість, залишаються постійні або змінюються повільно.

Умовою сталого польоту є рівновага всіх зовнішніх сил, включаючи і силу тяги, що діє на літак.

### 3.1. Розрахунок наявних тяг

Наявна тяга  $P_p$  - це максимальна сумарна тяга всіх двигунів на літаку, яка визначається для даного режиму польоту.

Наявні тяги ТРД розраховуються за формулою:

$$P_p = \bar{P} \cdot P_0$$

де  $P_0$  - статична тяга на землі, (Н), на двигунах АІ-28  $P_0 = "368337"$ , Н;

$P_p$  - тяга при розрахункових швидкості і висоті польоту, (Н).

$\bar{P}$  - відносна тяга двигуна, (Н).

Розрахунок оформлюємо у вигляді таблиці 3.1.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		44





3) По полярї для даного числа Маха визначаємо коефіцієнт лобового опору  $C_{ха}$ , відповідний обчисленому  $C_{ya}$ ;

4) визначаємо якість  $K$ ;

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{ха}}$$

5) визначаємо потрібну тягу  $P_{п}$ .

$$P_{п} = \frac{m_{ср}g}{K}$$

Розрахунок оформлюємо у вигляді таблиці 3.2.

Визначаємо потрібну тягу для висоти ( $H = 0$  метрів)

Параметри	$C_{ya1}$	$C_{ya2}$	$C_{ya3}$	$C_{ya4}$	$C_{ya5}$	$C_{ya6}$	$C_{ya7}$	$C_{ya8}$
Швидкість $V$ , м/с	92,7	94,5	97,3	152,7	166,6	180,7	194,2	208,4
Швидкість $V$ , км/год	220	345	470	550	600	650	700	750
Число Маха, $M$	0,26	0,28	0,3	0,44	0,5	0,53	0,57	0,61
Коефіцієнт підйомної сили $C_{ya}$	1,13	1,05	1,00	0,42	0,36	0,28	0,26	0,23
Коефіцієнт лобового опору $C_{ха}$	0,3	0,225	0,219	0,03	0,027	0,035	0,031	0,029
$K = \frac{C_{ya}}{C_{ха}}$	3,8	4,6	4,2	13,7	13,1	8,6	8,4	7,9
Потрібна тяга $P_{п}$ , кН	990	768	791	270	278	427	435	466

Визначаємо потрібну тягу для висоти ( $H = 4000$  метрів)

Параметри	$C_{ya1}$	$C_{ya2}$	$C_{ya3}$	$C_{ya4}$	$C_{ya5}$	$C_{ya6}$	$C_{ya7}$	$C_{ya8}$
Швидкість $V$ , м/с	102,1	104,3	111,2	125,1	169,5	180,7	194,3	208,4
Швидкість $V$ , км/год	368	375	400	450	610	650	700	750
Число Маха, $M$	0,31	0,33	0,34	0,39	0,52	0,55	0,59	0,64

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ				Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата					46



### 3.3 Розрахунок швидкісних характеристик літака

#### 3.3.1 Розрахунок максимальної швидкості горизонтального польоту $V_{max}$ ;

$$V_{max} = 14.55 \sqrt{\frac{\bar{P}_H * \rho_H}{C_{X_{кр}} * \Delta}}$$

де  $\bar{P}_H$  - тяго-озброєність на висоті  $H$ ,

$$\bar{P}_H = \xi \cdot \Delta^{0,85} \cdot \bar{P}_0 \text{ при } H_{кр} < 12 \text{ км,}$$

$$\Delta = \frac{\rho_{H=12000}}{\rho_{H=0}} = \frac{0.311 \text{ кг/м}^3}{1,155 \text{ кг/м}^3} = 0,269$$

тоді  $\bar{P}_H = 1,05 \cdot 0,4^{0,9} \cdot 0,3224 = 0,15$ ;

$\rho_H$  – навантаження на крило в крейсерському польоті

$$\rho_H = \frac{0.9 m_0 g}{10S} = \frac{0.9 * 73000 * 9.2}{10 * 204} = 296 \text{ ДаН/м}^2$$

$$C_{X_{кр}} = 1,5 C_{X_0} = 1,5 * 0,035 = 0,052$$

тоді:

$$V_{max} = 14.55 \sqrt{\frac{\bar{P}_H * \rho_H}{C_{X_{кр}} * \Delta}} = 14.55 \sqrt{\frac{0,15 * 296}{0,052 * 0,269}} \approx 778$$

#### 3.3.2 Розрахунок крейсерської швидкості $V_{кр}$ . (для літаків з ТРД);

Значення крейсерської швидкості  $V_{кр}$ . визначаємо з умови  $M_{кр.} = M_{крит.}$  (крейсерське число  $M$  дорівнює критичному).  $M_{крит.} \approx 0,85$ .

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						48
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

Швидкість звука на висоті 12 км. крейсерського польоту на  $a_H=295,1$  м/с, тоді

$$V_{кр.} = 3,6 \cdot M_{кр.} \cdot a_H = 3,6 \cdot 0,71 \cdot 295,1 \approx 754 \text{ км/год.}$$

### 3.4 Визначення швидкості відриву

$V_{від.} = 1,15 V_{\min T}$  для ТРДД з чотирма двигунами.

$$V_{\min T} = \sqrt{\frac{2G}{C_{Y_{\max}} \rho S}}$$

де  $C_{Y_{\max}}$  – для злітної конфігурації.

$$V_{\min T} = 190 \text{ км/год}$$

$$V_{від.} = 218,5 \text{ км/год}$$

### 3.5 Визначення потрібної довжини пробігу літака по посадковій полосі під час в зльоту

Значення довжини розбігу можна визначити по формулі:

$$\begin{aligned} L_{роз.} &= \frac{1,2}{C_{Y_{взл.}}} * \frac{\rho_0}{0,95 * \bar{P}_0 - 0,5(3\mathcal{F}_{роз.} + \frac{1}{K_{розб.}})} \\ &= \frac{1,2}{2,6} * \frac{15}{0,95 * 0,3224 - 0,5(3 * 0,05 + 1 * 16)} = 590 \text{ м} \end{aligned}$$

де  $\rho_0=296$  Дан/м<sup>2</sup>

$$C_{Y_{взл.}} = 2,6;$$

$$\bar{P}_0 = 0,3224;$$

$$f_{розб.} = 0,05;$$

$$K_{розб.} = 16;$$

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						49
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		





$L_{\text{пос.}}$  - дистанція, посадки літака;

$L_{\text{від.}}$  - дистанція, пробігу літака по ЗПП;

ЗПС – зліто-посадкова смуга;

КСБ – кінцеві смуги безпеки.

### 3.8 Визначаємо розрахункову дальність польоту

Для дозвукових літаків розрахункова дальність польоту визначається за такою формулою:

$$L_{\text{роз.}} = 760 * \frac{K_{L\text{max}} * M_{\text{кр.}}}{C_p} * \frac{\bar{m}_m}{\sqrt{1 - \bar{m}_m}} = 760 \frac{0,6 * 0,9}{0,5} * \frac{0,4}{\sqrt{1 - 0,4}} = 8371 \text{ км}$$

де  $K_{L\text{max}} = \frac{C_{\text{укр}}}{C_{\text{хкр}}}$  - якість літака при польоті на максимальну дальність.

$$C_{\text{укр.}} = 1,250 \sqrt{\lambda_{\text{еф.}}} * C_{\text{х0}} = 0.7$$

$$C_{\text{хкр}} = 1,5 * C_{\text{х0}} = 0,05$$

$$C_p = 0,5 \text{ кг/(ДаН}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{\text{кр.}} = 0,9$$

$$\bar{m}_m = 0,4$$

### 3.9 Визначаємо статичну стелю польоту

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

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						52
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		





Розрахункова дальність польоту	8371 км
Злітна швидкість	218,5 км/год
Довжина розбігу по ЗПС	590 м.
Швидкість заходу на посадку	216,5 км/год
Довжина пробігу по ЗПС	785 м.
Довжина ЗПС	1285 км/год

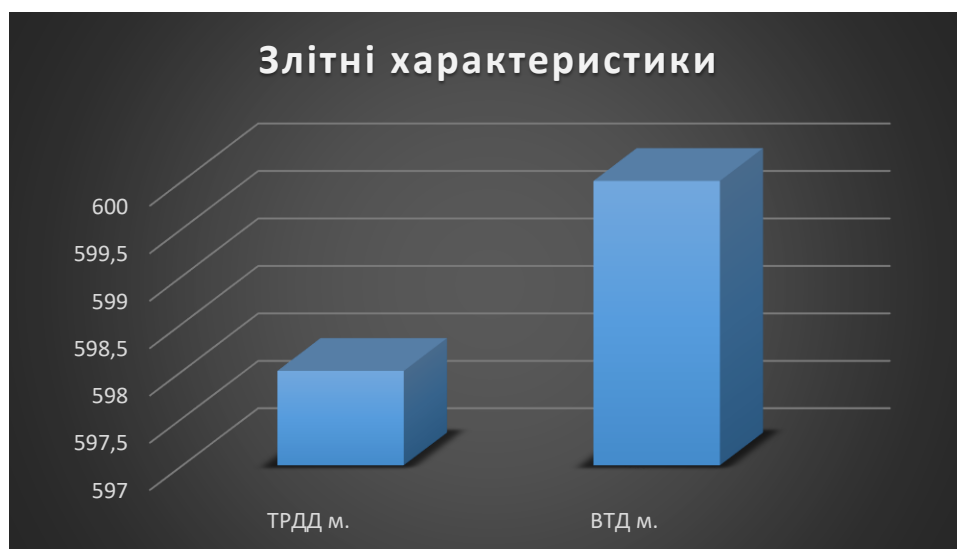
### 3.11 Порівняльні характеристики після заміни двигунів

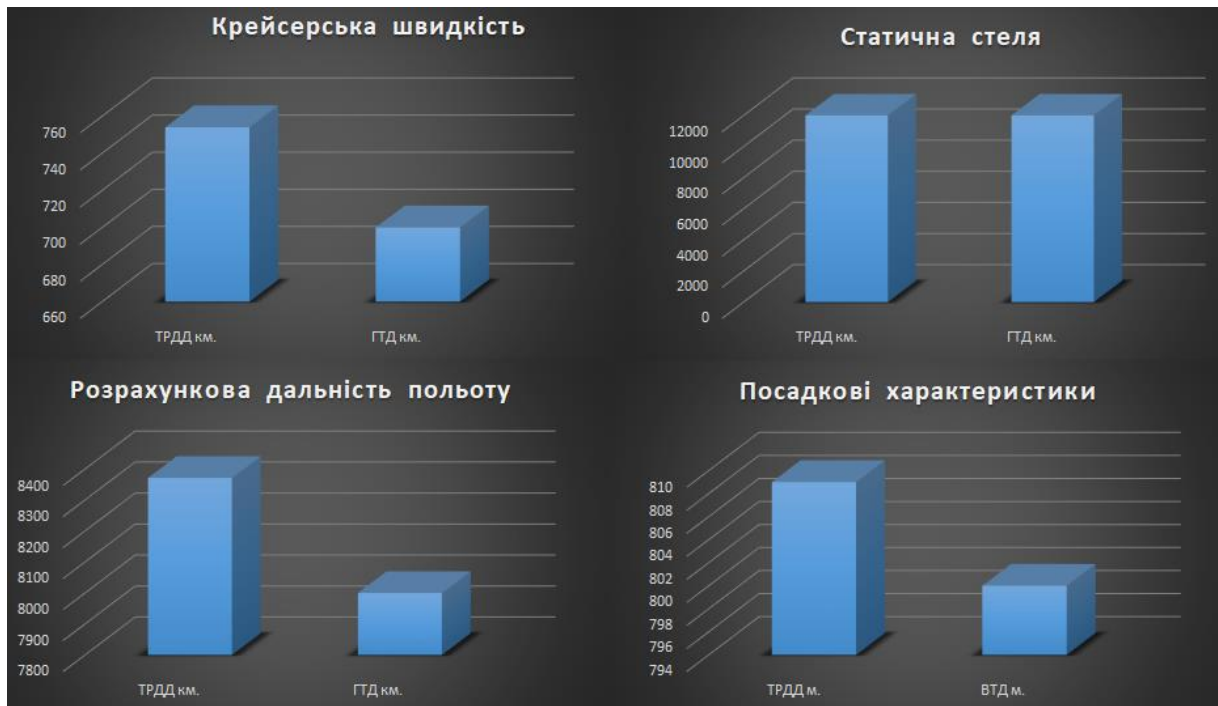
Для оцінки прийнятого рішення необхідно порівняти основні характеристики, їх записуємо в таблицю.

Назва	Отримані результати	Наявні результати
Крейсерська швидкість	754 км/год	700-750 км/год
Статична стеля	12000 м.	12000 м.
Розрахункова дальність польоту	8371 км	8000 км
Посадкові характеристики	785 м.	800-1000 м.
Злітні характеристики	590 м.	600-700 м.

### Висновок до розділу

Виконавши розрахунки ЛТХ і проаналізувавши їх (рис.3.12), можна зробити висновок, що заміна двигунів з повна виправдна.





**Рисунок 3.12 – Порівняльний аналіз ЛТХ розрахунків**

Отримавши ЛТХ розрахунки можна зробити висновки, що результатом заміни двигуна з GTD на TRDD стало покращення ЛТХ.

## РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА ДВИГУН

При роботі двигуна на землі і в польоті до окремих його вузлів і деталей прикладені сили і моменти.

Всі навантажень можна розділити на наступні основні групи:

- зусилля, що виникають від впливу газового потоку на елементи проточної частини (газостатичні і динамічні навантаження);
- інерційні навантаження, обумовлені масовими силами, інерційними силами і моментами, що виникають при обертанні ротора, при еволюціях літака, при зміні швидкості польоту (зліт, посадка);
- зусилля, що виникають в результаті нерівномірного нагріву деталей і різних коефіцієнтів лінійного розширення матеріалів пов'язаних між собою деталей;
- механічні навантаження, обумовлені силами тертя в підшипниках, шліцьових муфтах і інших рухомих деталях.

Залежно від напрямку дії навантаження поділяються:

- осьові сили і моменти (спрямовані по осі обертання або паралельно їй);
- окружні сили (діють в площині обертання перпендикулярно радіусу);
- радіальні сили (нормальні до осі двигуна);
- крутні моменти (створюються окружними силами);
- згинальні і гіроскопічні моменти (діють в площинах, що проходять через вісь двигуна).
- За характером дії, навантаження бувають статичними (не змінюються або змінюються в часі дуже повільно), і динамічними (змінюються за часом або напрямку).

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						56
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



## РОЗДІЛ 5. ПРОЕКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЇ МОТОРАМИ

### 5.1 Технічні вимоги до кріплення двигуна

Система кріплення двигуна, призначена для надійного кріплення двигуна з встановленими на ньому агрегатами і обладнанням (насосами, генераторами, повітряним гвинтом, гондолою з капотами) до силових вузлів, наприклад, шпангоутам, лонжеронам або балках планера літака.

До систем кріплення ставляться такі основні вимоги:

- здатність сприймати всі навантаження від двигуна з закріпленими на ньому агрегатами і обладнанням в будь-яких умовах польоту. Корпус двигуна при цьому не повинен входити в силову схему літального апарату;
- забезпечення заданої міцності і жорсткості при мінімальній вазі;
- здатність поглинати вібрації двигуна і повітряного гвинта таким чином, щоб вони не впливали на конструкцію літака;
- можливість компенсувати температурні переміщення частин двигуна, не викликаючи додаткових навантажень на двигун і конструкцію літака;
- володіти високою живучістю і заданим ресурсом;
- забезпечувати виконання основної вимоги аеродинаміки- мінімально можливий опір літака;
- володіти експлуатаційною технологічністю (швидкий монтаж і демонтаж двигуна на літаку, можливість нівелювання, хороші доступи до агрегатів і т.п.).

### 5.2 Обґрунтування конструкції кріплення

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		58

Для проектованого кріплення двигуна АІ-28 застосуємо балочну конструкцію кріплення (далі, КК), що складається з двох горизонтальних балок і однією балкою які йде з від другої балки до центра жорсткості двигуна, вони кріпляться до переднього лонжерону і силових нервюр крила. Амортизатори двигунів прикріплені за допомогою цапф.

Силові елементи кріплення складається з одного підкоса і двох горизонтальних балок: вони виконані зі сталевих труб (30ХГСА), балки (являють собою пустотілі стрижні зі змонтованими на них амортизаторами. Верхні, нижні і задні підкоси мають на одному кінці вилки з різьбовими наконечниками, службовці для регулювання осі двигуна (нівелювання).

Система є двічі статично невизначеною, але за рахунок симетрії стає статично визначною.

На кріплення двигунів діють масові і аеродинамічні сили, сила тяги, реактивний момент від гвинта. У випадках зміни траєкторії руху літального апарату на систему кріплення додатково діє гіроскопічний момент.

### **5.3 Вибір матеріалів для елементів кріплення двигуна і вузлів навішування**

До елементів кріплення двигуна і вузлів навішування пред'являються жорсткі вимоги міцності, жорсткості, надійності і живучості. Тому матеріалом для тяг приймаємо сталь 30ХГСА.

Сталь 30ХГСА - це високоякісна конструкційна середньо-легована сталь. Її також називають «хромонсиль». Сплав створювався для авіабудування.

### **5.4 Технічний опис кріплення двигуна**

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						59
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

Точками кріплення двигуна є дві горизонтальні цапфи по передньому поясу і одна цапфа по задньому, з заднього поясу йде цапфа до центра жорсткості конструкції двигуна. В даному випадку має місце трьохточкове кріплення двигуна .

Демпфери розташовані всередині наконечників стрижнів і кріпляться до наконечників стрижнів (конусів демпферів) через шарнірні підшипники таким чином, щоб їх осі перетиналися в однієї точки на осі передньої цапфи. Це виключає вигин стрижнів без істотного ускладнення конструкції. З іншого боку стрижні переднього пояса кріплення через кронштейни на шпангоуті моторами з'єднуються з проміжною фермою. Проміжні втулки з'єднуються зі стрижнями по засобом правої різьби, а з наконечниками-лівої. Це дозволяє здійснювати без ступінчате регулювання. Контрольні отвори в різьбових частинах стрижнів і проміжних втулках служать для контролю за мінімально необхідним числом витків різьблення, що забезпечує передачу розрахункових зусиль. Після закінчення регулювання всі різьбові з'єднання стопоряться за допомогою шплінтів і контргайок.

### **Висновки до розділу**

Проаналізувавши сучасні методи кріплення силової конструкції моторами до консолей крила, було вибрано і обґрунтовано схему кріплення двигуна, яка складається з двох цапф з демферами для поглинання навантажень і однією поперечною цапфою. Матеріалом конструкції було вибрано 30ХГСА, ця сталь себе зарекомендувала з гарної сторони, вона широко застосовується в літако будуванні, наприклад, силові елементи кріплення двигуна до консолей крила літака Ан-178 виконано саме з 30ХГСА.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						60
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		



## РОЗДІЛ 6. ПРОЕКТНИЙ РОЗРАХУНО СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРІПЛЕННЯ ДВИГУНА

Вузли кріплення двигуна на літаку сприймають і передають літаку наступні навантаження:

- тягу, як результуючу всіх осьових сил;
- сили інерції мас двигуна виникають при прискореннях і еволюціях літака;
- гіроскопічний момент, який визначається кутовими швидкостями обертання ротора і еволюції літака;
- сили інерції і моменти, обумовлені дисбалансом деталей ротора;

### 6.1 Визначення зусиль діючих на елементи кріплення в елементах наближеним методом

Виконуємо розрахунок за методом суперпозиції, тобто окремо розраховуємо зусилля в стрижнях від симетричних сил ( $P_Y^P$  і  $P_X^P$ ) і окремо від антисиметричних ( $M_B^P$ ) а потім підсумовуємо зусилля у відповідних стрижнях. Використовуємо правило симетрії. Зусилля в стрижнях від  $P_Y^P$  і  $P_X^P$  позначимо як  $S_i$  ( $i = \overline{1,8}$ ), а умови від ( $M_B^P$ )  $S_i''$  ( $i = \overline{1,8}$ ). Тоді сумарне зусилля  $S_i = S_i' + S_i''$  ( $i = \overline{1,8}$ ). Схема кріплення зображено на кресленні.

### 6.2 Визначення зусиль від симетричних навантажень

Розглядаючи двигун як балку на двох опорах, визначимо зусилля в кожному з поясів кріплення:

$$\sum M_Z^A = P_Y^P * a + R_B * L = 0$$

$$\sum M_Z^B = P_Y^P (L - a) + R_A * L = 0$$

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		61



### 6.3 Визначення зусиль від антисиметричних навантажень

Приймаємо наближено, що  $M_B^P$  розподіляється між точками А і В порівну.

Тоді, зберігаючи напрямки навантажень, отримаємо:

$$\sum M_X^0 = \frac{M_B^P}{2} + R_A'' * c = 0;$$

$$R_A'' = -\frac{M_B^P}{2c}$$

$$\sum M_X^7 = \frac{M_B^P}{2} + S_8'' * h = 0;$$

$$R_B'' = -\frac{M_B^P}{2h}$$

За аналогією з розрахунком зусиль від вертикальної сили  $R_A' = \frac{R_A}{2}$ ,  
получим:

$$S_3' = S_6' = 0;$$

$$S_2' = S_5' = \frac{\frac{P_A'}{2} * \cos\beta}{\cos\beta * \sin\alpha + \sin\beta * \cos\alpha} = \frac{-22955 * \cos\alpha}{\cos\beta * \sin\alpha + \sin\beta * \cos\alpha} = 45168(\text{H});$$

$$S_2' = S_5' = \frac{\frac{P_A'}{1} * \sin\beta}{\sin\alpha} = \frac{-22955 - 27584 * \sin\beta}{\sin\alpha} = -28177(\text{H});$$

### 6.4 Визначення сумарного зусилля

Підсумовуємо отримані зусилля з урахуванням знаків і після підстановки значень отримаємо:

$$S_1 = S_1' + S_1'' = 105264.8(\text{H});$$

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		63

$$S_2 = S'_2 + S''_2 = -99956(\text{H});$$

$$S_3 = S_6 = 0$$

$$S_4 = S'_4 + S''_4 = 14927.9(\text{H});$$

$$S_5 = S'_5 + S''_5 = -99956(\text{H});$$

Знак " - " означає, що реакція спрямована в протилежний бік.

### **Висновки до розділу**

Виконавши проектний розрахунок силових елементів кріплення (моторама), до консолей крила. Можна зробити висновок що силові елементи кріплення будуть надійно виконувати свою роботу і витримувати всі навантаження діючі на них.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						64
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

## ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

Метою даного курсового проекту було, бажання показати унікальність літака Ан-70 при заміні двигунів.

Вітчизняний середній оперативно-тактичний військово-транспортний літак з двигуном типу ТРДД є зразком авіатехніки, унікальним з точки зору своїх технічних і експлуатаційних характеристик.

Це єдиний у світі літак, що забезпечує безпосередню доставку вантажів і техніки на короткі злітно-посадкові смуги, довжиною 600-800 м, а також на слабо підготовлені ґрунтові аеродроми з міцністю ґрунту до 6 кгс/см<sup>2</sup>. У режимі середнього завантаження забезпечується перевезення 20 т вантажів на 3370 км. разом з тим, в перевантажувальному варіанті застосування, може перевозити 47 т вантажів на дальність 2720 км, що дозволяє йому виконувати завдання літаків істотно більшої розмірності. За цими показниками він істотно перевищує можливості аналогічного за призначенням Європейського літака А400М, який може експлуатуватися з аеродромів з злітно-посадковою смугою більше 915 м і піднімати вантаж не більше 37 тон.

Літак дозволяє виконувати високоточне десантування військових вантажів, включаючи моно вантажі масою до 21 т, що перевищує можливості літаків сімейства Іл-76 і Європейського А400М і наближається до можливостей важкого військово-транспортного літака С-17, що має вдвічі більшу злітну масу і втричі більшу вартість.

За своїми габаритами і злітній вазі середній оперативно-тактичний військово-транспортний літак наближається до Європейського літака Airbus Military А400М, але по ряду основних льотно-технічних характеристик (характеристики наведені в таблиці) істотно перевершує його.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						65
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

	Ан-70	А400	Різниця
Об'єм вантажної кабіни, м <sup>3</sup>	370	356	4%
Максимальна вантажо підйомність, т.	47	37	27%
Мінімальна довжина зльоту і посадки, м	600-800	915	34-14%
Середня вантажо підйомність при ЗПС 915м	35	20	42%
Дальність польоту при завантаженні 20 т, і ЗПП 915 м	4900	2000	59%
Дальність польоту з вантажем 37т.	4700	3700	22%

**Таблиця – Порівняльні характеристики літака Ан-70 з його  
найближчим конкурентом А400**

Виконавши заміну двигунів, можна підбити підсумки і сказати що було:

1. Проаналізовано особливості конструкції вітчизняного військово-транспортного літака з ТРДД.
2. Внесено зміни в конструкцію вітчизняного військово-транспортного літака пов'язані з установкою ТРДД і необхідністю досягнення поліпшених характеристик.
3. Виконано аналіз досягнутих переважних характеристик вітчизняного військово-транспортного літака з ТРДД в класі оперативно-тактичних літаків.
4. Відзначено істотне поліпшення льотно-технічних характеристик вітчизняного військово-транспортного літака за рахунок поліпшення характеристик двигуна.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		66

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Фролов В.А. Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов. Учебное пособие. СГАУ – Самара 2000 г.
2. Головин В.А., Филиппов Г.В., Шахов В.Г. Расчет поляр и подбор винта к самолету. Учебное пособие. СГАУ – Самара 1992 г.
3. М.В. Чудаков. Построение поляр и расчет динамики полета дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов: Учебное пособие. - Оренбург: ИПК ГОУ ОГУ, 2008.
4. А.Ф. Бочкарев, В. В. Андреевский. Аэромеханика самолета. - М.: Машиностроение, 1985.
5. В.Г. Браги. Аэродинамика и динамика полета неманевренных самолетов. - М.: Военное издательство, 1983.
6. Б. Т. Горощенко. Динамика полета самолета. - М.: Оборонгиз, 1954.
7. А. А. Лебедев, И. В. Стражева, Г. И. Сахаров. Аэромеханика самолета. - М.: Оборонгиз, 1955.
8. Турапин В.М., Бочкарёв А.Ф., Балакин В.Л. Расчёт лётных характеристик, продольной устойчивости и управляемости самолёта; Учебн. пособие. Самара, СГАУ, 1999.

					ВЛзп8104.10.60.00.00 ПЗ	Арк.
						67
Зміни	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		