

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка**  
**до дипломного проєкту**  
(тип кваліфікаційної роботи)

магістр  
(освітній ступінь)

на тему: **Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи вертольота транспортної категорії**

XAI.103.1-96ABT.24O.272.0035264 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи № 1-96ABT  
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»  
(шифр спеціальності)  
освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

Зорін Д.І.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Бабушкін О.А.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

**Міністерство освіти і науки України**  
**Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського**  
**«Харківський авіаційний інститут»**

Факультет \_\_\_\_\_ Літакобудування \_\_\_\_\_  
 (повне найменування)  
 Кафедра \_\_\_\_\_ 103 «Проектування ПС і вертольотів» \_\_\_\_\_  
 (повне найменування)  
 Рівень вищої освіти \_\_\_\_\_ Магістр \_\_\_\_\_  
 Галузь знань \_\_\_\_\_ 27 «Транспорт» \_\_\_\_\_  
 Спеціальність \_\_\_\_\_ 272 «Авіаційний транспорт» \_\_\_\_\_  
 (код та найменування)  
 Освітня програма \_\_\_\_\_ «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і  
авіадвигунів» \_\_\_\_\_  
 (найменування)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

**Завідувач кафедри**

к.т.н., доцент \_\_\_\_\_ Сергій Трубаєв

« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**ЗАВДАННЯ**  
**НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

Зоріну Денису Ігоровичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи Удосконалення технічного обслуговування  
гідравлічної системи вертольота транспортної категорії  
 керівник кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_ Бабушкін О.А.

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь,  
вчене звання)

затверджені наказом Університету № 2036-уч від « 23 » 11. 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_

Вихідні дані до проекту:  $n_{\text{пас}} = 28$  чол;  $V_{\text{кр}} = 200$  км/год;  $H_{\text{max}} = 3000$  км

Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

## **1.Конструкторський розділ**

### 1.1. Автоматизоване формування обліку вертольота

#### 1.1.1 Введення, постановка мети і задач проектування

#### 1.1.2 Розробка концепції створення вертольота, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристик

##### 1.1.2.1 Вагова категорія проектованого вертольота, що проектується (злітна маса в нульовому наближенні)

##### 1.1.2.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

##### 1.1.2.3 Розробка тактико-технічних вимог до вертольоту, що проектується

##### 1.1.2.4 Вибір і обґрунтування схеми вертольота

##### 1.1.2.5 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні вертольота

#### 1.1.3 Розрахунок параметрів вертольота

#### 1.1.4 Вагові характеристики частин вертольота

##### 1.1.4.1 Визначення відносних мас конструкції планера

#### 1.1.5 Визначення параметрів агрегатів вертольота

##### 1.1.5.1 Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження

##### 1.1.5.2 Компонування агрегатів силової установки вертольота

##### 1.1.5.3 Параметри і розташування рульового гвинта

##### 1.1.5.4 Параметри і розташування оперення

##### 1.1.5.5 Розташування НГ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті

##### 1.1.5.6. Вибір схеми трансмісії вертольота

##### 1.1.5.7 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів вертольота

#### 1.1.6 Визначення центру мас

#### 1.1.7 Стандартна специфікація проектованого вертольота

### 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів вертольота при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики вертольота

#### 1.2.. Визначення льотно-технічних характеристик вертольота

##### 1.2.1.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі

##### 1.2.1.2 Розрахунок поляри несучого гвинта

##### 1.2.1.3 Визначення аеродинамічного опору вертольота на крейсерському режимі

##### 1.2.1.4 Розрахунок льотних характеристик вертольота методом потужностей

##### 1.2.1.5 Розрахунок допустимих значень висот і швидкостей польоту вертольота

1.2.2 Вплив проектних параметрів вертольота на його аеродинамічні і масові характеристик

1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання багатоцільового вертольота, який роєктується

1.3.1 Розробка майстер-геометрії багатоцільового вертольоту

1.3.2 Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольоту

Висновок

## **2.Експлуатаційний розділ**

2.1 Введення

2.2 Парк зарубіжних ПС в авіапідприємствах України

2.3 Експлуатація парку зарубіжних ПС

2.4 Гідравлічна система вертольота транспортної категорії

2.5 Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи вертольота транспортної категорії

2.6 Види і форми технічного обслуговування ПС

2.7 Складові частини системи ТОiP і умови її функціонування

2.8 Проблеми експлуатації ПС іноземного виробництва

2.9 Порівняння гідросистем ЕС225 та Ми-8 МТВ

Висновок

## **3.Економічний розділ**

3.1. Маркетингове дослідження ринку внутрішніх и міжнародних перевезень пасажирів и вантажу

3.1.1. Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень

3.1.2. Результати дослідження ринку перевезень

3.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації вертольота

3.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту

3.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

3.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА

Висновок

**Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень):**

- загальний вигляд ПС;
- компонування ПС;
- конструктивно-силова схема ПС.

**Консультанти розділів проекту**

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1			
2			
3			
4			

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ р.  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ р.

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітки
1	Конструкторський розділ	23.11.23	03.01.24
2	Експлуатаційний розділ	03.01.24	10.01.24
4	Економічний розділ	10.01.24	17.01.24

**Студент**

\_\_\_\_\_ (підпис)

**Зорін Д.І.**

\_\_\_\_\_ (прізвище та ініціали)

**Керівник проекту**

\_\_\_\_\_ (підпис)

**Бабушкін О.А.**

\_\_\_\_\_ (прізвище та ініціали)

## Реферат

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи магістра на тему «Удосконалення гідравлічної системи вертольота транспортної категорії».

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра містить: 114 с., 55 рис., 10 табл., 14 джерел.

**Об'єкт дослідження** – удосконалення гідравлічної системи вертольота транспортної категорії.

**Методи дослідження** – статистичний, аналітичний, графічний, методи дослідження.

У дипломному проекті представлені результати: статистичне проектування вигляду ПС; інтегроване проектування майстер-геометрії, конструктивно-силове компонування ПС; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик ПС; розглянуті чинники, які впливають на безпеку польотів ПС; розрахунок показників економічної ефективності і конкурентоспроможності ПС.

Прогнозні пропозиції про розвиток об'єкта проектування – застосування найбільш ефективних методів проектування, впровадження нових методів інтегрованого проектування на всіх стадіях створення ПС, впровадження нових матеріалів, конструктивних рішень.

**Ключові слова:** ПС, технічне обслуговування, силова установка, паливна система, економічність, аеродинаміка, безпека польотів, собівартість, прибуток, удосконалення, гідравлічна система.

## Зміст

<b>1.Конструкторський розділ.....</b>	<b>9</b>
1.1. Автоматизоване формування обліку вертольота.....	9
1.1.1 Введення, постановка мети і задач проектування.....	9
1.1.2 Розробка концепції створення вертольота, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	9
1.1.2.1 Вагова категорія проектованого вертольота, що проектується (злітна маса в нульовому наближенні) .....	10
1.1.2.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз.....	10
1.1.2.3Розробка тактико-технічних вимог до вертольоту, що проектується.....	20
1.1.2.4 Вибір і обґрунтування схеми вертольота.....	25
1.1.2.5 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні вертольота.....	25
1.1.3 Розрахунок параметрів вертольота.....	27
1.1.4 Вагові характеристики частин вертольота.....	32
1.1.4.1 Визначення відносних мас конструкції планера.....	32
1.1.5 Визначення параметрів агрегатів вертольота.....	35
1.1.5.1 Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження.....	35
1.1.5.2 Компонування агрегатів силової установки вертольота.....	35
1.1.5.3 Параметри і розташування рульового гвинта.....	36
1.1.5.4 Параметри і розташування оперення.....	37
1.1.5.5 Розташування НГ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті.....	38
1.1.5.6. Вибір схеми трансмісії вертольота.....	39
1.1.5.7 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів вертольота.....	39
1.1.6 Визначення центру мас.....	41
1.1.7 Стандартна специфікація проектованого вертольота.....	43
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів вертольота при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики вертольота.....	44
1.2.1. Визначення льотно-технічних характеристик вертольота.....	44
1.2.1.1. Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі.....	44
1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта.....	45
1.2.1.3. Визначення аеродинамічного опору вертольота на крейсерському режимі.....	48
1.2.1.4 Розрахунок льотних характеристик вертольота методом потужностей.....	50

1.2.1.5 Розрахунок допустимих значень висот і швидкостей польоту вертольота.....	53
1.2.2 Вплив проектних параметрів вертольота на його аеродинамічні і масові характеристик.....	55
1.2. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання багатоцільового вертольота, який роєктується.....	58
1.2.1 Розробка майстер-геометрії багатоцільового вертольоту.....	57
1.2.2 Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольоту.....	59
Висновки.....	60
<b>2. Експлуатаційний розділ</b> .....	61
2.1. Вступ .....	61
2.2. Парк ПС в авіапідприємствах України.....	62
2.3. Експлуатація парку зарубіжних ПС.....	69
2.4. Види і форми технічного обслуговування ПС .....	71
2.5. Гідравлічна система вертольота транспортної категорії.....	74
2.6. Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи вертольота транспортної категорії .....	87
2.7. Формування програм технічного обслуговування функціональних систем ПС .....	95
2.8. Проблеми експлуатації ПС іноземного виробництва .....	99
2.9. Порівняння гідросистем EC225 та Ми-8 МТВ .....	101
Висновок.....	105
<b>3.Економічний розділ</b> .....	106
3.1. Маркетингове дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів и вантажу.....	106
3.1.1. Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень.....	106
3.1.2. Результати дослідження ринку перевезень.....	109
3.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації вертольота.....	108
3.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту .....	109
3.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА.....	111
3.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА.....	113
Висновок.....	113
Бібліографічний список.....	114



# 1.Конструкторський розділ

## Вступ

Незважаючи на значні досягнення в області розробки і експлуатації вертольотів в світі перед творцями і експлуатантами авіаційної техніки сьогодні стоїть проблема подальшого підвищення ефективності її експлуатації і рівня безпеки польотів. висока ефективність і безпека польотів повітряних суден (пс) нерозривно пов'язані один з одним і безпосередньо залежать від властивостей пс і досконалості авіаційного комплексу, у складі якого вони функціонують. істотну роль тут грає кваліфікація екіпажа, яка визначається його теоретичною і практичною підготовкою, розумінням динаміки польоту пс в різних ситуаціях і знанням відповідних інструкцій з його експлуатації.

## 1.1 Автоматизоване формування образу вертольота

### 1.1.1 Введення, постановка мети і задач проектування

В даному проекті розглядається багатоцільовий вертоліт, який має можливість виконувати поставлені завдання перед ним, що повинен перевезти 5000 кг. (у залежності від цілей) зі швидкістю 280 км / год на дальність 800км. Умови польоту - усе погодні.

Зроблено обробку статистики, яку зібрали з п'яти зразків схожих за характеристиками вертольотів одногвинтової схеми, яка допоможе в проведенні аналізу та обробці інформації, а також буде сприяти досягненню цілей стандартів при будівництві та отримання запланованого вертольоту.

Дизайн-завдання – розробити дизайн нового вертольоту та його складальних елементів. Першочерговою задачею було розроблення загального вигляду вертольоту. Для цього проведено ознайомлення з основними ТТД вертольотів зразків, та виготовлення на їх основі нового прототипу.

### 1.1.2 Розробка концепції створення вертольота, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристик

Формування вигляду вертольота на основі статистичних даних, постановка задачі проектування.

Вертоліт - літальний апарат, важчий за повітря. Підйом і переміщення в повітрі забезпечується гвинтом, що обертається в горизонтальній площині. Переміщення забезпечується нахилом у відповідному напрямку несучого гвинта.

В даному проекті багатоцільовий вертоліт, призначений для:

- перевезення вантажу та людей на дальність до 800 км з крейсерською швидкістю 280 км / год. всередині фюзеляжу;

- перевезення вантажу на зовнішній підвісці;
- будівельно-монтажних робіт;
- польотів для виконання робіт по боротьбі з лісовими пожежами;
- польотів на майданчики, розташовані на судах і морських бурових установках;
- польотів для відстрілу диких тварин;
- знімальних польотів;
- десантування вантажів без посадки вертольота.

Проведена обробка статистики, в якій зібрані п'ять зразків схожих за різними характеристиками вертольотів одnogвинтової схеми, які допоможуть в аналізі та обробці отриманої інформації, а так само будуть сприяти орієнтуру до еталонів для створення конструкції і вигляду проектного вертольота [10].

### 1.1.2.1 Вагова категорія проектного вертольота, що проектується (злітна маса в нульовому наближенні)

Орієнтуючись на задану масу цільового навантаження ( $m_{\text{цн}} = 5000$  кг) і екіпажу ( $m_{\text{ек}} = 160$ кг), визначимо злітну масу вертольота в нульовому наближенні:

$$m_0^0 = k_0 \cdot (m_{\text{цн}} + m_{\text{ек}})^{0.92} \quad (1.1)$$

де  $k_0 = 4.9$  - коефіцієнт, отриманий на основі статистичних даних.

$$m_0^0 = 4.9 \cdot (5000 + 160)^{0.92} = 12760 \text{ кг.}$$

Орієнтуючись на науково-технічні досягнення світового вертольотобудування і істотному збільшенні вагової ефективності конструкцій планера вертольотів, їх двигунів, трансмісій, несучих і кермового гвинтів, враховуючи вимоги Авіаційних правил АП-29 [11], а також відомих класифікації ЛА в країнах-учасницях Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО від англ. ІСАО) доцільно прийняти наступний розподіл: вертоліт, що проектується, належить до класу «середніх».

### 1.1.2.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

З метою визначення сучасних вимог до злітно-технічних характеристик вертольотів було проведено аналіз геометричних, вагових і льотних характеристик вертольотів аналогічного призначення і вагової категорії.

При статистичному проектуванні необхідно правильно підібрати вертольоти, які будуть прототипами при проектуванні. Необхідно підібрати кращі аналогічні за класом вертольоти.

Для аналізу були взяті такі вертольоти: Мі - 38, S - 92, ЕС . 725, AS . 321, S - 65. (Таблиця 1.1)

Таблиця 1.1:- Статистичні дані вертольотів

Параметри і характеристик и вертольота	Позначення	Розмірність	Назва вертольотів						
			Ми-8МТВ	S-92	EC.725	AS.321	S-65	DiAI	
<b>Загальні дані</b>									
Країна	-	-	RUS	USA	FRA	IND	USA	UKR	
Рік випуску	-	-	2003	2004	2000	1959	1964	-	
Призначення	-	-	БЦС	БЦС	БЦС	ТС	ТС	БЦС	
<b>Льотно-технічні характеристики</b>									
Максимальна швидкість	V max	км/ч	320	289	314	275	315	300	
Крейсерська швидкість	V кр	км/ч	275	257	296	250	278	275	
Статична стеія	H ст	м	2500	3000	2210	2170	2440	2500	
Динамічна стеія	H дин	м	5200	4570	6000	3150	6220	5600	
Дальність польоту	t	ч	5	5	6,5	4	4,5	5,5	
Окружна швидкість	H B	$\omega R$	м/с	-	-	-	-	-	215
	PB	$\omega R_{PB}$	м/с	-	-	-	-	-	-
<b>Вагові характеристики</b>									
Нормальна злітна маса	m <sub>0</sub>	кг	14200	10930			16 510		
Максимальна злітна маса	m <sub>max</sub>	кг	15600	12020	11200	13000	19 050	16 108	
Маса порожнього вертольоту	m <sub>пуст</sub>	кг	8300	6895	4960	6915	10 650		
Маса комерційного навантаження	m <sub>ком</sub>	кг	6000	4536	5000	5000	5000	5000	
Кількість екіпажу	n <sub>ек</sub>	чел.	2	2	2	2	2	2	
Кількість пасажирів	n <sub>пас</sub>	чел.	32	24	29	30..44	До 55	30	
Маса палива	m <sub>г</sub>	кг	-	2327	-	3975	-	3200	

Продовження таблиці 1.1

Параметри і характеристики вертольота	Позначення	Розмірність	Назва вертольотів						
			Мі-8	S-92	EC.725	AS.321	S-65	DAI	
<b>Данні силової установки</b>									
Кількість і тип двигунів	-		2 ГТД ТВ3-117В	2 ГТД СТ7-8А	2 ТВаД <a href="#">Turbo</a> <a href="#">меса</a> <a href="#">Makila</a> <a href="#">2A</a>	3 ГТД <a href="#">Turbome</a> <a href="#">ca</a> <a href="#">Makila</a> <a href="#">C6</a>	2 ГТД Т64GE -412	2 ТВаД ТВ3-117В	
Злітна потужність двигуна	$N_{дв}$	кВт	1838,78	1879	1567	1550	2887	2050	
<b>Геометричні характеристики</b>									
Радіус НВ	R	м	10,55	9,235	8,2	9,45	11,01	13,34	
Радіус РВ	$R_{РВ}$	м	1,92	1,675	1,575	1,8	1,95	2,3	
Плечо РВ	$L_{РВ}$	м	13,5	13,3	12	14,8	13,9	15,85	
Кількість лопатей	Н В	z	шт	5	4	5	5	5	5
	Р В	$z_{РВ}$	шт	4	4	4	4	5	4
Ометаєма площа НВ	$S_{НВ}$	м <sup>2</sup>	350	231,5	300	280	380	550	
Площа стабілізатора	$S_{ст}$	м <sup>2</sup>	2	2	2,1	2	2	2,5	
<b>Похідні величини</b>									
Вагова віддача по повному навантаженні	$k_{пн}$	-	0,38	0,377	0,446	0,385	0,31	0,59	
Питома навантаження	p	Н/м <sup>2</sup>	4614,96	4236,5	4262,85	4293,46	5400	2364	
Коефіцієнт заповнення	$\sigma$	-	520	580	475	-	625	495	
Подовження лопати НВ	$\lambda$	-	20	15	17	-	17,5	26	
Коефіцієнт заповнення РВ	$\sigma_{РВ}$	-	0,18	0,22	0,22	-	0,2	0,187	
Подовження лопаті РВ	$\lambda_{РВ}$	-	6,85	5,7	5,8	-	6,2	8,5	

## Вертольоти прототипи:

### Багатоцільовий середній вертоліт Мі-8МТВ

Середній багатоцільовий вертоліт Мі-8МТВ(Рисунок 1.2) розробляється за замовленням цивільної авіації для заміни парку транспортно-пасажирських Мі-8Т. У порівнянні з Мі-8Т вертоліт Мі-8МТВ має більш містку вантажопасажирську кабіну і більш ергономічну кабіну пілотів, розраховану на екіпаж з двох чоловік. Розробка вертольота Мі-8МТВ ведеться в рамках спільного підприємства "Євро-Міль". На першому етапі створюється варіант вертольота з двигуном Pratt & Whitney Canada PW-127T/S. Мі-8МТВ - вертоліт нового покоління, здатний забезпечити новий рівень стандартів комфорту і безпеки при виконанні перевезень пасажирів і спеціальних робіт по категорії А (FAR-29).

Призначення. Мі-8МТВ - призначений для перевезення пасажирів (включаючи VIP перевезення), перевезення вантажів усередині кабіни і на зовнішній підвісці, пошуково-рятувальних операцій, а також для евакуації хворих. Мі-8МТВ має містку кабіну, двері-трап по лівому борту і вантажну зсувається двері по правому борту. У двері по правому борту може встановлюватися бортова лебідка вантажопідйомністю до 300 кг. В центрі підлоги є люк, в якому встановлюється система зовнішньої підвіски, розрахована на вантажі вагою до 7000 кг. Комфортабельний пасажирський салон на 30 місцевостями з кроком крісел 0,765 м і мінімальною шириною проходу - 0,38 м. У пасажирській кабіні передбачається буфет, відділення з полицями для розміщення багажу, туалет. Для створення комфортних умов в кабіні екіпажу і вантажопасажирської кабіні вертоліт обладнується системою кондиціонування і вентиляції. Пасажирська кабіна обладнується спеціальними виходами і люками для швидкого покидання в аварійній ситуації, для пасажирів і екіпажу передбачаються рятувальні жилети, вертоліт обладнується рятувальним плотом і аварійно-рятувальної УКХ-радіостанцією, в санітарному варіанті в вантажопасажирської кабіні можуть бути розміщені 16 носилок. Передбачено обладнання вертольота системою аварійного приводнення. Мі-8МТВ оснащується новітнім пілотажно-навігаційним комплексом, що дозволяє здійснювати стабілізацію кутових положень вертольота в польоті по крену, курсу і висоті, контроль роботи двигуна, трансмісії, контроль роботи приладового обладнання. Мі-8МТВ оснащений супутниковою навігаційною системою. Для відображення інформації кабіна екіпажу обладнана кольоровими багатофункціональними дисплеями. Отримання радіолокаційної і радіотехнічної інформації забезпечується за допомогою навігаційного метеолокатора. На Мі-8МТВ планується реалізація технології обслуговування за станом. Питома трудомісткість технічного обслуговування знижена в порівнянні з вертольотом Мі-8 приблизно в 2 рази за рахунок вбудованої системи автоматизованого контролю справності бортового обладнання і двигунів, скорочення кількості вузлів мастила.

Конструкція. Вертоліт одногвинтової схеми має подовжений фюзеляж, в конструкції якого застосовуються тришарові панелі і деталі з композитних матеріалів. Шестилопатева втулка несучого гвинта обладнана еластомірними підшипниками для кріплення несучого гвинта. Розміщення двигунів за головним редуктором знижує рівень шуму в кабіні і підвищує безпеку при аварійній посадці. Лопаті несучого і рульового гвинтів виготовляються з стеклоуглепластика за технологією безперервного намотування. Для захисту від обмерзання лопаті несучого і рульового гвинтів, а також передня частина кабіни екіпажу, приймач повітряного тиску і передня частина пілозахисної пристрої обладнуються електротеплової протиобледенілими системою. Система електропостачання дубльована. Гідравлічна система вертольота складається з трьох автономних гідросистем. Під вантажним підлогою розміщуються 6 м'яких паливних баків загальною ємністю 3796 л. Для перегоночних польотів дальністю до 1300 км у вантажній кабіні вертольота може бути встановлений додатковий паливний бак. Хронологія створення. Початок проектування - 1981 р Презентація моделі в Ле Бурже - 1989 г. Макет - серпень 1991 р Презентація натурального макета - Мосаерошоу - 1992 р Початок виготовлення двох досвідчених примірників - 1993 р Презентація доопрацьованого макета - МАКС-95.



**Рисунок 1.2 – Загальний вигляд вертольота Мі – 8МТВ**

### **Багатоцільовий середній вертоліт S – 92**

У 1990 році фірма Sikorsky почала розробку середнього багатоцільового і транспортного вертольота нового покоління S-92(Рис. 1.3), який зміг би замінити сімейство широко поширених вертольотів S-70 і успішно конкурувати з новими розробляються в Європі вертольотами NH-90. Для прискорення і здешевлення розробки і збереження наступності розвитку на вертольоті S-92

було вирішено використовувати багато елементів конструкції і системи вертольотів S-70.

Вертоліт було вирішено розробляти в двох варіантах: цивільному і військовому з максимальною спільністю конструкції і систем. У 1992 році було побудовано два макети вертольота - в цивільному і військовому варіантах, які неодноразово демонструвалися на різних міжнародних авіакосмічних виставках, починаючи з виставки в Фарнборо в 1992 році, для залучення уваги потенційних покупців і учасників розробки.

У 1995 році на авіакосмічній виставці в Парижі було досягнуто згоди про спільну розробку вертольота з японською фірмою "Міцубісі", китайської вертолітної групою "Джіндерчен", бразильської фірмою "Ембраєр", іспанською фірмою "Гамезо" і тайванської фірмою "Аероспейс". Розробку обладнання повинні здійснювати відомі фірми "ГЕС-Марконі", "Гамільтон Стандарт" і "Паркер Берта". Буде побудовано 5 досвідчених вертольотів, два цивільних і три військових, які здійснять перші польоти в 1998 році і будуть сертифіковані за американськими і європейськими нормами в 2000 році. Загальна вартість програми розробки оцінюється в 600 млн доларів, ціна вертольота складе 14 млн доларів, вартість льотної години - 2500 доларів. Аналіз світового ринку показує, що в 2000-2019гг. може бути продано більше 5000 вертольотів S-92, які будуть проводитися в двох основних варіантах:

S-92С "Helibus" - цивільний пасажирський і транспортний вертоліт для перевезення пасажирів на різних маршрутах, вантажних перевезень, пошуку і порятунку, адміністративних перевезень, а також для обслуговування бурових вишок;

S-92IU (International Utility) - багатоцільовий військово-транспортний вертоліт для збройних сил США та інших країн; повинен стати основним "міжнародним" вертольотом такого класу.

Вертоліт виконаний за одногвинтовою схемою, з рульовим гвинтом, двома ВМД і трьохпорним шасі. За розмірами вертоліт S-92 лише трохи більше вертольота S-70, зате має значно більшу за габаритами вантажопасажирську кабіну з заднім вантажним люком і відрізняється більш високою вантажопідйомністю та кращими льотними характеристиками.

Фюзеляж має каркасну конструкцію з алюмінієвих сплавів з широким застосуванням КМ (до 40% маси конструкції). У носовій частині розміщена двомісна кабіна екіпажу з великою площею скління і меншою за розмірами, ніж на вертольоті S-70, для поліпшення огляду екіпажу, приладової дошки з чотирма багатофункціональними, на рідких кристалах дисплеями. Вантажопасажирська кабіна об'ємом 16.88м<sup>3</sup> має ширину 2.01м, висоту 1.83м і довжину 5.66м, яка може бути значно збільшена для перевезення довгомірних вантажів за рахунок використання вільного об'єму біля вантажного люка; на цивільному вертольоті S-92С цей обсяг (3.11м<sup>3</sup>) використовується для розміщення багажу. У кабіні може розміщуватися 19 пасажирів з багажем, або 22 десантника з озброєнням, або 3 стандартних вантажні контейнери LD-3, що завантажуються через задню вантажну рампу. Вертоліт S-92С може бути

переобладнаний в адміністративний, з салонами першого класу для 4 пасажирів і другого класу для 6 пасажирів, буфетом і туалетом.

У пасажирському варіанті кабіна має по 7 вікон з кожного борту і двері з правого борту в кінці кабіни над обтічником; кабіна військово-транспортного варіанту має по три великих вікна з кожного борту і велику зсувні двері з правого борту, перед обтічником з опускається на землю трапом; на вікнах є вузли для кріплення озброєння, а на підлозі - вузли для кріплення вантажів і роликові опори; для полегшення навантаження спорядження в кабіну є вантажна лебідка, а для перевезення вантажів на зовнішній підвісці - гак, розрахований на зусилля 4535кг.

З боків фюзеляжу є великі обтічники, в яких розміщуються паливні баки і головні опори шасі.

Хвостова балка овального перетину переходить на кінці в стреловидное вертикальне оперення, на якому справа встановлений під кутом рульової гвинт, а зліва - горизонтальне оперення трапецієподібної форми в плані, підтримуване підкосом.

Шасі забирається, трехопорное, з носовою опорою і здвоєними колесами на всіх опорах, як на вертольоті S-65; носова опора забирається вперед, в відсік під фюзеляжем, а головні - назад, в бічні обтічники, для зручності навантаження і вивантаження довжина амортизаційних стійок опор може змінюватися, забезпечуючи зменшення висоти вертольота на стоянці. Колія шасі 3.43м, база шасі 5.79м.

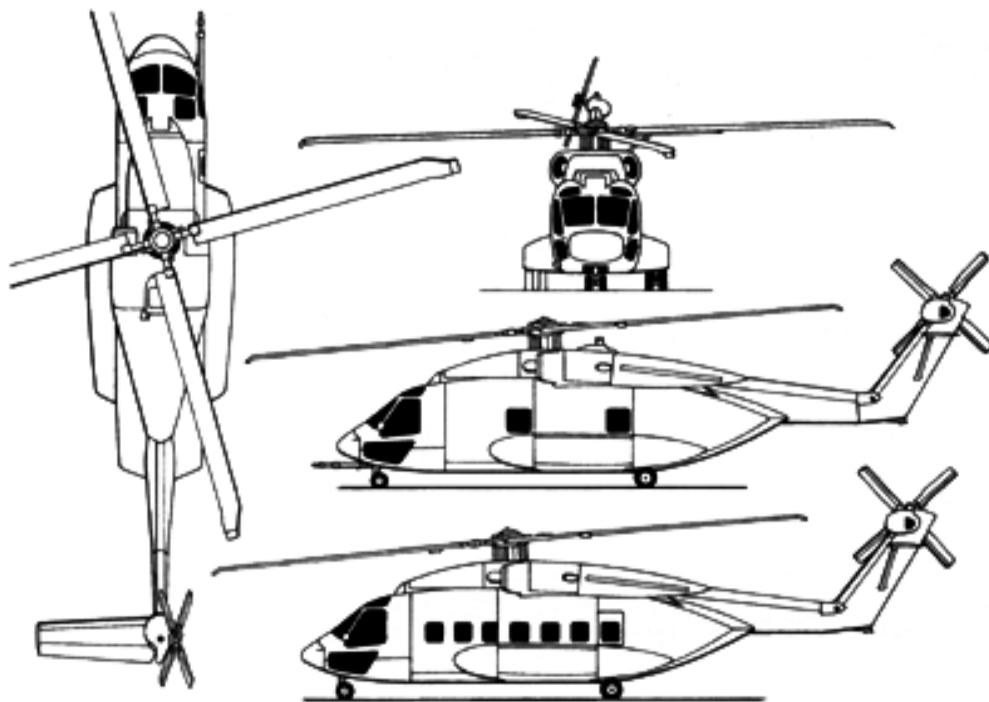


Рисунок 1.3 – Загальний вигляд вертольота S – 92



### Багатоцільовий середній вертоліт ЕС725

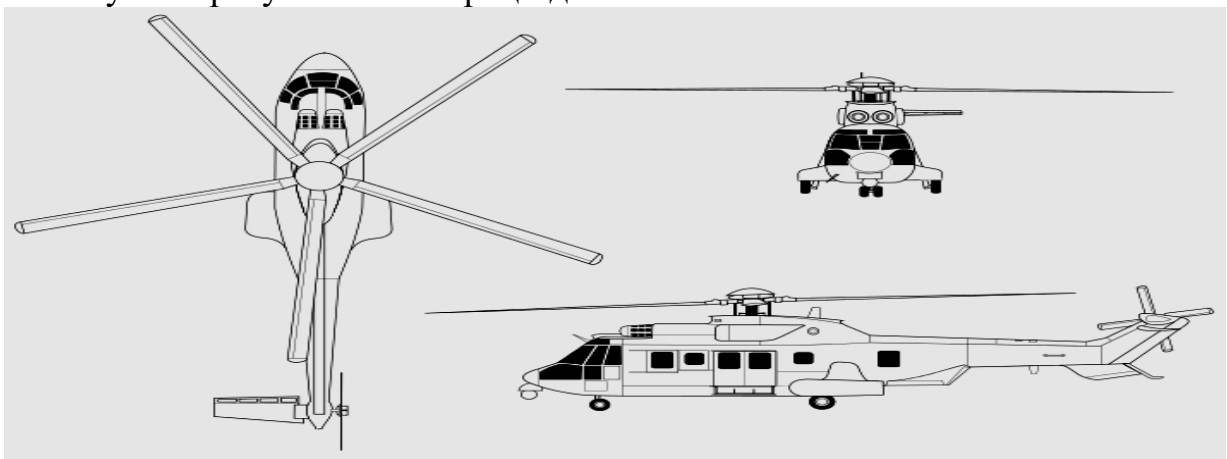
На базі вертольота AS 532U2/A2 Cougar Mk.II фірмою Eurocopter був створений модернізований варіант, що отримав позначення ЕС 725( Рис. 1.4) Cougar Mk.II +. Роботи над новим варіантом були розпочаті в 1999 році, після того як з'ясувалося, що характеристики Cougar Mk. II не дозволяють ефективно вирішувати пошуково-рятувальні завдання. Дослідний зразок вертольота зробив свій перший політ продовжився 50 хвилин в листопаді 2000 року. 15 січня 2001 року відбулася презентація нового вертольота, який отримав позначення ЕС 725.У березні 2003 року відбулися оціночні випробування. Ухвалення на озброєння французької армії почалося в 2003 році. Всього до 2015 року Франція планує закупити 14 вертольотів.

Новий вертоліт оснастили п'ятилопатним гвинтом з новими склопластиковими лопатями і еластомірними сферичним підшипниками. Через встановлення більш потужних турбовальних двигунів Makila 1A4 фірми Turbomeca (потужність по 2413 к.с., що на 14% вище, ніж двигуни на вертольоті Cougar Mk.II) конструкцію головного редуктора посилили. Двигуни забезпечені цифровою системою керування з дворазовим резервуванням і системою самоконтролю. Максимальна злітна вага зросла до 11000 кг, а корисне навантаження до 5700 кг.

До складу обладнання включено новий автопілот. У кабіні змонтовані шість рідкокристалічних багатофункціональних індикаторів. Передбачена можливість установки системи дозаправки в повітрі.

Для вирішення бойових пошуково-рятувальних завдань вертоліт має спеціалізоване обладнання, озброєння і системи протидії. ЕС 725 може бути озброєний 1 20-мм гарматою з боєкомплектom 960 снарядів або 2 кулеметами AA 762 NF1 калібру 7,62-мм або 2 блоками НУРС або 2 підвісними гарматними контейнерами 20-мм.

Екіпаж ЕС 725 - двоє людей. Корисне навантаження - до 29 солдатів або 12 носилок і 4 сидячих місця. У варіанті підвищеної комфортабельності 8-12 чоловік. Крейсерська швидкість польоту на висоті 1000 метрів при злітній вазі 9750 кг складає 296 км / ч. Перегоночна дальність польоту 1400 км. Радіус дії при пошуково-рятувальній операції до 500 км.



**Рисунок 1.4. – Загальний вигляд вертольота ЕС.725**

## Транспортний середній вертоліт AS.321

Вертоліт SA.321 "Super Frelon" (Рис. 1.5) є розвитком відомого вертольота SE3200 "Frelon", побудованого в 1959 році і має силову установку з трьох ВМД, що забезпечує більшу безпеку при виході з ладу одного ВМД і можливість крейсерського польоту з двома ВМД, що працюють на оптимальному режимі, для зменшення витрати палива. Перший дослідний вертоліт SA.321, в військово-транспортному варіанті, здійснив перший політ в грудні 1962 року. Другий досвідчений вертоліт, в протичовновому варіанті, здійснив перший політ в 1963 році. Серійне виробництво розпочато в 1965 році. Вертоліт випускався в трьох варіантах: AS.321G - протичовновий палубний вертоліт для флоту з поплавковим шасі; має екіпаж із п'яти людина; забезпечений пошуковим обладнанням і протичовновим озброєнням; AS.321J - військово-транспортний вертоліт з колісним шасі. Може перевозити 27-30 десантників або 15 поранених на носилках або вантажі масою 4т в кабіні і 5т на підвісці; AS.321F - пасажирський вертоліт зі збільшеною кабіною для перевезення 34-37 пасажирів. Здійснив перший політ в 1967р. і був сертифікований в 1969 р. Побудовано 15 вертольотів. Всього побудовано 97 вертольотів AS.321 всіх модифікацій. AS.321G проводився за ліцензією в Китаї в 1989-1994гг. під позначенням Z-8. Поставлено 7 вертольотів Z-8 для флоту КНР.

**КОНСТРУКЦІЯ.** Вертоліт одногвинтової схеми, з рульовим гвинтом, трьома ВМД і трьохопорним шасі. Фюзеляж суцільнометалевий, типу полумонокок. Нижня частина має килеватість і вилиці, виконана водонепроникною для забезпечення посадки на воду. Кабіна екіпажу двомісна. Вантажна кабіна розміром 7 x 1.83 x 1.9м і обсягом 2.89м<sup>3</sup> має задній люк з вантажною рампою (1.9 x 1.9м) з гідрокеруванням. У передній частині кабіни праворуч знаходиться зсувні двері. У протичовновому варіанті хвостова балка складається під час стоянки. З правого боку хвостової балки кріпиться стабілізатор. Маса вантажу, що перевозиться на зовнішній підвісці, близько 5000кг. Шасі не вбирається, трьохопорне, зі здвоєними носовими і головними колесами. Головні опори шасі забезпечені рідинно-газовими амортизаторами. На варіанті AS.321G передбачено зміну довжини амортизаторів з метою зменшення висоти вертольота під час стоянки. На колесах головних опор встановлені дискові гальма з гідравлічним приводом, тиск в пневматиках 0.68МПа, але можуть встановлюватися пневматики з меншим тиском 0.34МПа. База шасі 6.58м, колія 4.3м. У морському варіанті головні опори забезпечені поплавками. Несучий гвинт шестилопатеви, з шарнірним кріпленням лопатей. Лопаті суцільнометалеві, прямокутної форми в плані, що складаються в протичовновому варіанті. Порожній лонжерон, виконаний з легкого сплаву, має форму носка профілю; до задньої частини лонжерона приклеюються відсіки. Хорда лопаті 0.54м, профіль НАСА 0012, крутка -5 ° 50 '. Окружна швидкість кінців, лопатей 204 м/с. Є система для виявлення тріщин за допомогою датчиків на лопатях, передбачена установка гальма несучого гвинта. Рульовий гвинт діаметром 4м, п'ятилопатеви, має горизонтальні і осьові шарніри. Змашення

втулки здійснюється за допомогою центрального змащуючого пристрою. Лопаті металеві і мають таку ж конструкцію, як лопаті несучого гвинта. Хорда лопаті 0.3м, окружна швидкість кінців лопатей 208 м/с. Силова установка. Три двигуна розташовані горизонтально над фюзеляжем: два встановлені перед редуктором несучого гвинта, мають осьові повітрязабірники, а третій, встановлений за редуктором несучого гвинта, має бічний повітрязабірник. Запуск, система харчування, мастило і вентиляція кожного двигуна автономні. Маса обладнаного двигуна 297кг. Трансмсія складається з чотирьохступінчастого головного редуктора, редукторів двигунів, проміжного редуктора рульового гвинта і сполучних валів. Головний редуктор розрахований на передачу потужності 3000кВт. Велика ступінь редукції (1: 29) досягається за допомогою планетарної системи гелікоїдальних шестерень, спіральні-конічних зацеплень і двоступеневого епіциклоїдального зачеплення з дев'ятьма проміжними шестернями. Від редуктора забезпечується привід масляних і гідравлічних насосів, вентилятора, генератора змінного струму та інших агрегатів; маса головного редуктора з усіма агрегатами 750кг. Передача потужності в 370кВт на кермовий гвинт здійснюється за допомогою тонкостінного вала великого діаметра, розділеного на шість секцій і спирається на п'ять плаваючих самозмащувальних підшипників. Паливна система складається з трьох м'яких паливних баків загальною ємністю 4000л, розташованих під підлогою в центральній частині фюзеляжу. Передбачена автономна система харчування кожного двигуна з можливістю взаємозамінності цих систем. Заправка паливом здійснюється або самопливом, або під тиском насосом продуктивністю 4000л / ч.

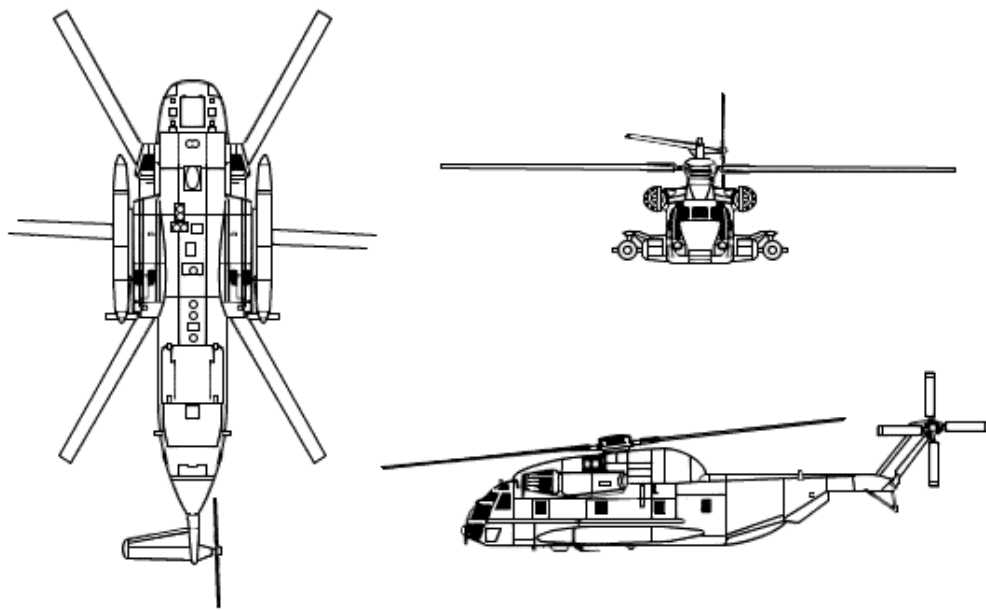


**Рисунок 1.5 – Загальний вигляд вертольота AS.321**

## Транспортний середній вертоліт S – 65

CH-53 Sea Stallion(Рис. 1.6) - важкий транспортний вертоліт. Побудований компанією «Sikorsky Aero Engineering Corporation». Вперше піднявся в повітря 14 жовтня 1964 р. Постачання почалися в вересні 1965 г. Усього було побудовано 522 вертольота всіх модифікацій (412 в США і 110 за ліцензією в Німеччині).

05 травня 2014 року компанією «Sikorsky Aero Engineering Corporation» представлена нова модифікація вертольота CH-53K "King Stallion"



**Рисунок 1.6 – Загальний вигляд вертольота S – 65**

### **1.1.2.3 Розробка тактико-технічних вимог до вертольоту, що проектується**

#### **Загальні вимоги до льотно-технічних даних вертольотів для проведення авіаційних будівельно-монтажних робіт і їх спеціального устаткування**

У зв'язку з перспективністю використання вертольотів на авіаційних будівельно-монтажних роботах (АБМР) і для транспортування вантажів на зовнішній підвісці (ЗП) необхідно визначити основні вимоги до льотно-технічних даних вертольотів для проведення АБМР і критерії оцінки їх відповідності технологічним схемам виконуваних робіт. Вантажі, що перевозяться, як правило, мають різні масові і геометричні характеристики. Тому використання раз-особистих типів вертольотів залежить від їх ЛТХ, і в першу чергу від вантажопідйомності, параметрів ЗП, геометричних розмірів фюзеляжу і характеристик вантажів. У роботі проведені аналіз і узагальнення вимог до перспективних вертольотів-кранів і модифікацій транспортних

вертольотів. Нижче наводиться основні вимоги до вертольотів, призначених для перевезення вантажів на ЗП і проведення АСМР.

Загальні вимоги до вертольота:

- забезпечення виконання режиму висіння в зоні монтажу на висоті не менше 50 м з повним комерційним навантаженням в теченіє 30 ... 40 хв;
- простота в експлуатації та технічному обслуговуванні;
- наявність спеціальних пристроїв для транспортування вантажу на ВП і виконання АСМР;
- наявність спеціальних пристосувань для спостереження за монтажною зоною і вантажем на ЗП.

Зовнішня підвіска вантажу:

- бажана установка як одно -, так і багатоточкової підвісної системи;
- троси ЗП повинні бути досить стійкими до перевантажень і мати коефіцієнт запасу міцності по розрахунковому розривному зусиллю не менше 6;
- бажано, щоб підвісна система була силовий, тобто забезпечувала підйом вантажу лебідками на режимі висіння вертольота;
- в конструкції вертольота повинна бути передбачена система збирання тросів ЗП в режимі висіння;
- система швидкого (аварійного) скидання об'єкта монтажу з ЗП або ж ЗП (з об'єктом або без нього) повинна мати триразове резервування;
- обов'язкова наявність автоматичної системи скидання вантажу з ЗП при неприпустимих перевантаженнях в процесі підйому вантажу або в момент його укладання;
- маса підвісної системи повинна бути мінімальною;
- система ЗП повинна забезпечувати можливість керованої зміни азимутального положення вантажу щодо вертольота на режимі висіння;
- з метою підвищення швидкості транспортування вантажу система ЗП повинна допускати значне кутове відхилення троса підвіски від вертикалі в горизонтальному польоті. Цього можна домогтися або шляхом застосування спеціальних систем підвіски типу "гойдалки", або збільшенням розмірів люка для троса зовнішньої підвіски в класичних системах однокрапкового підвіски;
- конструкція тросів ЗП повинна виключати можливість поразки допоміжного персоналу розрядами статичної електрики в процесі подцепки (відчеплення) вантажу на режимі висіння вертольота.

Система індикації зовнішньої підвіски.

Крім безпосереднього спостереження за поведінкою вантажу з кабіни оператора для швидкого, точного і надійного виконання польотів вертольота в якості крана потрібне додаткове обладнання для індикації:

- довжини підвіски;
- сили, що впливає на вертолїт з боку троса ЗП;
- кута відхилення вантажного троса по відношенню до поздовжньої осі фюзеляжу.

## **Пристосування для перевезення вантажів і пасажирів.**

Для забезпечення універсального застосування вертольота повинні бути передбачені:

- вантажна платформа для перевезення різних вантажів з можливістю її спуску і відчеплення;
- контейнери для вантажів і пасажирів з можливістю жорсткого і б-строого їх кріплення до вертольота. Такі контейнери повинні бути обладнані для різних спеціальних цілей, а їх розміри повинні відповідати прийнятим міжнародним стандартам. Пасажирсько-вантажний контейнер повинен також виконувати функції підсобного технічного приміщення при автономному базування вертольота-крана.

Деякі спеціальні вимоги до систем:

- система керування вертольота повинна забезпечувати його інваріантну реакцію при зміні злітної маси, інерційних характеристик і центрування. Це є дуже важливим завданням при розробці систем керування вертольотів-кранів (особливо важких і надважких);
- вага робочі місця пілотів на вертольоті повинні бути обладнані за єдиною схемою;
- повинна бути забезпечена хороша керованість вертольота при будь-яких комбінаціях зовнішніх вантажів;
- має забезпечуватися оптимальне поєднання чутливості і витрат важелів керування;
- має бути виключено будь-яка небажана взаємний вплив каналів системи керування;
- при розробці навігаційної апаратури і систем керування для вертольотів-кранів слід застосовувати перспективну техніку, наприклад системи зі змінним коефіцієнтом підсилення; стабілізації підвішених вантажів; стабілізації вертольота над точкою висіння по висоті і курсу. Дана вимога набуває особливої важливості з ростом злітної маси вертольота, так як при цьому знижується чутливість керування і зменшується демпфірування кутової швидкості;
- на вертольоті-крані необхідно встановлювати бортову телевізійну установку для огляду монтажного майданчика з основної кабіни і спостереження за областю обертання РВ в разі виконання АСМР на обмеженій площадці;
- на вертольоті-крані повинні бути встановлені прилади, що забезпечують особливо точне вимірювання висоти його висіння над майданчиком монтажу.

З метою поліпшення характеристик керованості вертольота-крана на режимі висіння в зоні монтажу необхідно вживати заходів щодо зниження рівня низькочастотних коливань великих елементів конструкції фюзеляжу.

З наведених вимог до перспективного вертольоту для виконання АСМР видно, що це високоспеціалізований вертоліт і його створення зажадає спеціальної програми. Однак створення такого вертольота-крана дозволить значно підвищити ефективність застосування вертольотів при транспортуванні вантажів на ЗП проведенні АСМР. Подібний позитивний результат може бути досягнутий при реалізації програм по створенню спеціальних технічних засобів для транспортування

вантажів на ЗП і проведення АСМР, а також відповідних програм модернізації існуючих багатоцільових вертольотів з метою поліпшення їх характеристик при проведенні робіт зазначених типів.

Результати льотних випробувань при відпрацюванні технологій виконання АБМР на різних об'єктах з використанням вертольотів показали, що для деяких видів АСМР з метою підвищення безпеки польоту і ефективності їх проведення необхідна модифікація транспортного вертольота, пов'язана з установкою додаткової кабіни для пілота-оператора ЗП. Найбільш досконалим з технічної точки зору є варіант вертольота з додатковою кабіною, встановленою внизу носової частини фюзеляжу, що пояснюється особливостями її компоновання, малої протяжністю елементів проводки системи керування і хорошим оглядом пілотом зони монтажу. Однак розрахунки техніко-економічних характеристик вертольотів і інтегральних показників прогнозованих обсягів робіт, призводять до висновку, що найбільш економічно вигідною виявляється розробка не універсального вертольота для виконання транспортних і кранових операцій, а спеціалізованого вертольота-крана з максимально можливим рівнем уніфікації з іншими серійними ВС.

### **Призначення вертольоту**

Багатоцільовий вертоліт, що проектується призначений для:

- перевезення вантажа та людей на дальність 800 км з крейсерською швидкістю 280 км/год. усередині фюзеляжу;
- перевезення вантажа на зовнішній підвісці;
- будівельно-монтажних робіт;
- польоти для виконання робіт з боротьби з лісовою пожежею;
- польот на майданчик, що розташовано на судах і морських бурових пристроях;
- польоту для відстрілу тварин;
- польотів для кінозйомки;
- десантування вантажу без посадки вертольотів.

### **Навантаження**

Маса, яка перевозиться вертольотом задана вихідними даними і складає 5000 кг. У навантаження входять усі види вантажів, для перевезення котрих призначений вертоліт.

### **Екіпаж**

Склад екіпажу обумовлено призначенням вертольоту, умовою базування і застосуванням. Кількість членів екіпажа становить два чоловіка. Вага екіпажу складає 160 кілограмів і відноситься до службових навантажень.

## Льотні характеристики

Льотні характеристики вертольота задані наступними даними:

1. Дальність польоту  $L=800$ км. Розрахункова дальність польоту необхідна для розрахунку потрібного обсягу паливних баків і визначається призначенням і варіантами застосування проектованого вертольота.

2. Висота статичної і динамічної стель ( $H_{ст} = 3000(м)$ ;  $H_{дин} = 6000(м)$ ). Ця величина призначена на основі вивчення географічної характеристики тих районів, де застосовуватимуться, і базуватимуться вертоліт.

3. Максимальна швидкість польоту  $V_{max} = 300(км / год)$ . Ця величина призначена з урахуванням статичних даних про вертоліт даної схеми.

### Стійкість, керованість і маневреність

Вертоліт, як і всі ЛА, для забезпечення нормального польоту володіє певною стійкістю та керованістю. Під стійкістю розуміється здатність вертольота без втручання з боку пілота відновлювати рівновагу, порушену зовнішньою причиною.

Керованість – здатність ЛА реагувати на діяльність пілота, тобто на відхилення органів керування. Більш стійкий апарат при рівних умовах володіє гіршою керованістю. Стійкість більшості ЛА залежить від центрування, швидкості та режиму польоту.

При зміні центрування вертольота, тобто зміні положення його центру мас відносно осі несучого гвинта, в результаті різного завантаження або виробленні палива під час польоту зміниться лише нахил осі фюзеляжу, а також положення автомату-перекоосу та ручки керування. Допустимі експлуатаційні центрування вертольота виходять з умови необхідних відхилень ручки керування, які забезпечують керування ним при межових центруваннях. У вертольотів, як і у літаків, розглядають стійкість та керованість за трьома осями: повздовжньою, поперечною та шляховою. Для того, щоб вертоліт був простим в керуванні він повинен бути достатньо стійким та керованим по всім трьом осям. Найновіші моделі вертольотів мають деякий запас стійкості та достатньо гарний запас по керованості на основних режимах польотів. Для збільшення повздовжньої стійкості вертольоту на ньому встановлюють стабілізатор. Створюючи кабіруючий момент, стабілізатор покращує характеристики стійкості вертольоту.

### Безпека польоту

Забезпечення безпеки польоту є основною і безумовною вимогою до будь-якого ЛА. Безпека польоту вертольоту залежить від надійності і міцності його конструкції, конструктивних і експлуатаційних його особливостей. Для підвищення безпеки польоту особливе значення мають спрощення техніки пілотування вертольота.



## **Обладнання**

Крім обов'язкового (стандартного) комплексу пілотажно-навігаційних приладів і приладів контролю роботи силової зупинки і трансмісії на вертольоті в залежності від цілей, для яких він призначений, може встановлюватися різноманітне спеціальне обладнання.

При проектуванні особливої уваги приділено вимогам експлуатаційної технологічності, визначальним пристосованість конструкції до технічного обслуговування і ремонту в умовах експлуатації: доступністю до вузлів і агрегатів; легкознімних; взаємозамінність і автоматичний контроль. Також при проектуванні були забезпечені:

- гарний огляд з кабіни (кути огляду відповідаю нормам льотної придатності вертольотів і АП-29);
- зручність обслуговування вертольота.

## **Міцність, ресурс агрегатів**

Конструкція і агрегати проектувалися згідно АП-29 і відповідають нормам міцності вертольотів. Ресурс конструкції і агрегатів проектованого вертольота призначений, виходячи з рівня розвитку, досягнутого вітчизняними конструкторськими бюро і зарубіжними вертольотобудівними фірмами з урахуванням конструктивних і технологічних особливостей, що дозволяють забезпечити виконання заданих вимог.

### **1.1.2.4 Вибір і обґрунтування схеми вертольота**

За заданими тактико-технічними вимогами вертоліт належить до класу транспортних вертольотів з масою цільового навантаження 5000 кг а дальністю польоту 800 км. Аеродинамічна схема обрана одногвинтова з кермових гвинтом. Перевагою такої схеми являється простота її конструкції відносно низька вартість та легкість керування.

Кількість двигунів встановлених на вертоліт приймаємо – двом. Виходячи з аналізу зразків на вертоліт встановлено турбовальні двигуни (ТВаД). Двигуни розташовуються з боків центральної верхньої частини фюзеляжу. Схема шасі обрана трьохопорною з передньою опорою. Форма фюзеляжу обрана виходячи з прототипів вертольотів.

### **1.1.2.5 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні вертольота**

Авіаційні правила пред'являють жорсткі вимоги до вертольотів, зокрема, обмеження стосуються безпеки і надійності. В Авіаційні правил викладені основні вимоги до міцності конструкції. Також Авіаційні правил містить в собі вимоги до кожної з систем і агрегатів вертольота.

Велику увагу приділено безпеці польотів і живучості в аварійних ситуаціях.

Дано значення експлуатаційних перевантажень на елементи конструкції і устаткування. Так, максимальні експлуатаційні перевантаження становлять:

Для конструкції 3,5 одиниці в усіх напрямках;

Для обладнання - від 2 до 20 одиниць в залежності від напрямку.

Авіаційні правил містить вимоги до аварійної посадки. У разі аварійної посадки кабіна екіпажу і пасажирів не повинна пошкоджуватися. Елементи конструкції повинні бути спроектовані таким чином, щоб при руйнуванні не травмувати екіпаж і пасажирів.

Вертольоти даної категорії, їх двигуни, обладнання та інші комплектуючі вироби, а також експлуатаційна документація повинні відповідати:

- авіаційним правилам АП-29 (і гармонізованим з ними FAR-29, EASA Part-29) і додатковим вимогам до льотної придатності спроектованого вертольота, з урахуванням його конструктивних і експлуатаційних особливостей, які утворюють разом з зазначеними нормами "Сертифікаційний базис вертольота»;
- авіаційним правилам АП-33 (FAR-33, EASA Part-33) - для двигуна;
- дійсним технічним завданням;
- документам, які узгоджені та затверджені замовником і виконавцем перед виконанням даного проекту.

По шуму на місцевості вертоліт повинен задовольняти вимогам:

- глави 8 міжнародних стандартів "Охорона навколишнього середовища" додатка 16 Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I "Авіаційний шум", 2011 р);
- вимогам авіаційних правил АП-36 (FAR-36, EASA Part-36).

За емісії двигуна вертоліт повинен задовольняти вимогам додатка 16 Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том II "Емісія авіаційних двигунів", 2008 г.) і вимогам АП-34 (FAR-34, EASA Part-34).

Щодо захисту від актів незаконного втручання вертоліт повинен задовольняти вимогам додатків 6, 8, 17 ІКАО.

Характеристики надійності, експлуатаційної надійності та контролепридатності повинні відповідати «Загальним вимогам до експлуатаційно-технічних характеристик ПС ЦА».

Параметри стана і факторів впливу на вертоліт зовнішньої повітряного середовища:

- барометричний тиск - у всьому діапазоні висоти польоту відповідно до ISO 2533 (ГОСТ 4401-81).
- температура зовнішнього середовища - зміна температури з висоти відповідно до ISO 2533 (ГОСТ 4401-81). Робочий діапазон температур від -20 °С до + 40 °С.
- відносною вологістю повітря – 98 % при температурах +35°С.
- максимальні складова вітру на зльоті і посадки: бічний складова - 10 м / с; зустрічний складова - 15 м / с; попутна складова - 5 м / с.

### 1.1.3 Розрахунок параметрів вертольота

Визначення злітної маси вертольота в нульовому наближенні:

$$m_0^0 = k_0 \cdot (m_{\text{цн}} + m_{\text{эк}})^{0,92}, \text{ кг} \quad (1.2)$$

де  $k_0$ -коefficient, отриманий на основі аналізу статистичних даних,  $k_0 = 4,8$

Визначення злітної маси вертольота в першому наближенні:

$$m_0^1 = \frac{m_{\text{цн}}^1 + m_{\text{эк}}^1}{k_{\text{цн}}^1 - m_{\text{т}}^1}, \quad (1.3)$$

де  $k_{\text{цн}}^1$ - coefficient масової віддачі вертольота по повному навантаженні;  
 $m_{\text{т}}^1$  - відносна маса палива.

Визначення радіуса несучого гвинта (НГ) вертольота одногвинтової схеми:

$$R = \sqrt{\frac{m_0^1 \cdot g}{\pi \cdot p}} \text{ м}, \quad (1.4)$$

де  $m_0^1$  - злітна маса вертольота, кг;

$p$  - питома навантаження на площу, ометаючу несучим гвинтом.

Значення питомого навантаження  $p$  на ометаючу НГ площу було вибрано за статистикою.

Вибір профілю перетину лопаті.

Визначення окружної швидкості і обертів несучого гвинта:

Був обраний аеродинамічний профіль для лопаті несучого гвинта НАСА - 23012.

Профіль лопаті несучого гвинта має:

- $M_{\text{кр}}$ - велике значення критичного числа,  $M_{\text{кр}} = 0.77$ ;

- Критерієм оцінки впливу стисливості потоку на характеристики несучого гвинта є число  $M_{90}$  для профілю на кінці наступаючої лопаті при азимуті  $90^\circ$ :

$$M_{90} = \frac{\omega R + V_{\text{max}}}{a}, \quad (1.5)$$

- $\omega R$  - окружна швидкість вертольота, визначається за формулою:

$$\omega R = (M_{90} \cdot a) \cdot V_{\text{max}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}, \quad (1.6)$$

- $\omega$  - кутова швидкість вертольота, визначається за формулою:

$$\omega = \frac{\omega R}{R} \quad (1.7)$$

- $n$  - частота обертів несучого гвинта, визначається за формулою:

$$n = \frac{60 \cdot \omega}{2 \cdot \pi}, \frac{\text{об}}{\text{хв}} \quad (1.8)$$

Визначення відносної щільності повітря на статичній і динамічній стелях:

Статична стеля -  $H_{\text{стат}} = 3000$  м;

Динамічна стеля -  $H_{\text{дин}} = 6000$  м.

Визначення відносної густини повітря на статичній та динамічній стелі:

$$\Delta_{\text{стат}} = \left(1 - \frac{H_{\text{стат}}}{44,3}\right)^{4,256} = \left(1 - \frac{3,0}{44,3}\right)^{4,256} = 0,7652;$$

$$\Delta_{\text{дин}} = \left(1 - \frac{H_{\text{дин}}}{44,3}\right)^{4,256} = \left(1 - \frac{6,0}{44,3}\right)^{4,256} = 0,5883$$

Визначення економічної швидкості біля землі і на динамічній стелі:

Економічна швидкість біля землі  $V_3$ , км / г:

$$V_3 = 164 \cdot \sqrt[4]{\frac{I \cdot p}{\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{C}_s}}, \text{ км / г}, \quad (1.9)$$

де  $I = 1,09 \dots 1,10$  - коефіцієнт індукції при  $V = VE = V_3$ ;

$\bar{C}_s$  - Коефіцієнт відносного лобового опору вертольоту:

$$\bar{C}_s = \frac{\sum C_x S}{m_0 g}, \quad (1.10)$$

$$\sum C_x S = 0,0174 \cdot m_0^{0,5364} \quad (1.11)$$

Економічна швидкість на динамічній стелі  $V_{\text{ДИН}}$ , км / г:

$$V_{\text{дин}} = 164 \cdot \sqrt[4]{\frac{I \cdot p}{\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{C}_s}}, \text{ км / г} \quad (1.12)$$

Визначення відносного значення швидкостей горизонтального польоту (максимальної і економічної на динамічній стелі):

$$\bar{V}_{\text{max}} = \frac{V_{\text{max}}}{3,6 \cdot \omega R} \quad (1.13)$$

$$\bar{V}_{\text{дин}} = \frac{V_{\text{дин}}}{3,6 \cdot \omega R} \quad (1.14)$$

де  $V_{\text{max}}$  і  $V_{\text{дин}}$  - швидкості польоту вертольоту, км / год;

$\omega R$ , м / с - окружна швидкість лопатей НГ.

Визначення допустимих відносин коефіцієнта тяги до заповнення НГ для  $V_{\text{max}}$  у землі і для  $V_{\text{ДИН}}$ :

$$\left[\frac{C_T}{\sigma}\right]_{V_{\text{max}}} = 0,297 - 0,36 \bar{V}_{\text{max}} \quad (1.15)$$

$$\left[\frac{C_T}{\sigma}\right]_{V_{\text{дин}}} = 0,297 - 0,36 \bar{V}_{\text{дин}} \quad (1.16)$$

Коефіцієнти тяги НГ у землі і на динамічній стелі:

$$C_{T0} = 1.63 \frac{P}{(\omega R)^2}, \quad (1.17)$$

$$C_{Tдин} = 1.63 \frac{P}{(\omega R)^2 \cdot \Delta_{дин}}, \quad (1.18)$$

Визначення заповнення несучого гвинта:

Заповнення НГ розраховується для випадків польоту на  $V_{max}$  і економічної швидкостях:

$$\sigma_{V_{max}} = \frac{C_{T0}}{\left[\frac{C_T}{\sigma}\right]_{V_{max}}} \quad (1.19)$$

$$\sigma_{Tдин} = \frac{C_{Tдин}}{\left[\frac{C_T}{\sigma}\right]_{V_{дин}}} \quad (1.20)$$

В якості розрахункової величини заповнення  $\sigma$  НВ приймають найбільше значення з умови:

$$\sigma = \max(\sigma_{V_{max}}, \sigma_{Nдин}) \quad (1.21)$$

Довжина хорди  $b$  несучого гвинта:

$$b = \frac{\pi R \sigma}{z}, \text{ м} \quad (1.22)$$

де  $z$  - число лопатей несучого гвинта ( $Z_L = 6$ );

Відносне подовження  $\lambda$  лопатей НВ:

$$\lambda = \frac{R}{b}, \quad (1.23)$$

Відносне збільшення тяги НГ для компенсації аеродинамічного опору фюзеляжу і горизонтального оперення:

Потрібна для висіння на  $H_{CT}$  енергоозброєність вертольоту:

$$\tilde{N}_{HCT} = \frac{N_{HCT}}{m_0 g} = \frac{T_0^{1.5} \sqrt{P}}{1.566 \cdot \eta_0 \sqrt{\Delta_{CT}}} \quad (1.24)$$

де  $N_{HCT}$  - потрібна потужність, Вт;

$g$  - прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>;

$P$  - питома навантаження на ометаєму несучим гвинтом площину, Н / м<sup>2</sup>;

$\Delta_{CT}$  - відносна густина повітря на висоті НСТ;

$\eta_0$  - відносний к.к.д. НГ на режимі висіння ( $\eta_0 = 0,75$ );

Потрібна для польоту на  $V_{max}$  енергоозброєність вертольоту

$H = 0,0$  м:

$$\tilde{N}_{V_{max}} = \frac{N_{V_{max}}}{m_0 g} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{max}^3) + 1,67 \frac{P I_3}{V_{max}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \cdot V_{max}^3 \quad (1.26)$$

$I_3$  - коефіцієнт індукції, який визначається в залежності від швидкості польоту за такими формулами:

$$I_3 = 1,02 + 0,0004 \cdot V_{\max}, \text{ при } V_{\max} \leq 280 \text{ км/г} \quad (1.27)$$

$$I_3 = 0,58 + 0,002 \cdot V_{\max}, \text{ при } V_{\max} > 280 \text{ км/г} \quad (1.28)$$

$$I_3 = 0,58 + 0,002 \cdot V_{\max} = 1.18$$

При  $H = 3000$  м:

$$\tilde{N}_{\text{дин}} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\text{дин}}^3) + \frac{p \cdot 1.82}{V_{\text{дин}} \cdot \Delta_{\text{дин}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S$$

$$\cdot V_{\text{дин}}^3 \Delta_{\text{дин}}, \tilde{N}_{V_{\max}} = \frac{N_{V_{\max}}}{m_0 g} =$$

$$= 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\max}^3) + 1,67 \frac{p I_3}{V_{\max}} + 13,2 \cdot 10^{-3}$$

$$\cdot \bar{C}_S \cdot V_{\max}^3 \Delta$$

Потрібна для висіння на  $H_{\text{дин}}$  енергоозброєність вертольоту  $\tilde{N}_{\text{дин}}$ :

де  $\Delta_{\text{дин}}$  - відносна щільність повітря на динамічному стелі,

$V_{\text{дин}}$  - економічна швидкість вертольота на динамічному стелі,

Питома наведена потужність,  $\bar{N}_{\text{взл}}$  необхідна для продовження зльоту з економічної швидкістю:

$$\bar{N}_{\text{взл}} = 0,0164 \cdot \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_3^3) + 1.82 \frac{p}{V_3} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \cdot V_3^3 \quad (1.30)$$

де  $V_3 = V_3^3$  - економічна швидкість у землі,

Визначення наведених потужностей для різних випадків польоту:

Питома наведена потужність при висінні на статичному стелі:

$$\bar{N}_{\text{ст}}^{\text{пр}} = \frac{N_{\text{ст}}}{N_H \cdot \xi_0}, \text{ Вт/Н} \quad (1.31)$$

де  $\bar{N}_H$  - зміна потужності силової установки в залежності від висоти.

$$\bar{N}_H = 1 - 0.0695 \cdot H_{\text{ст}} \quad (1.32)$$

$\xi_0$  - коефіцієнт використання потужності силової установки на режимі висіння;  $\xi_0$  залежить від злітної маси вертольота  $m_0 \xi_0 = 0.85$  при  $m_0 < 10$  т.

Питома наведена потужність в горизонтальному польоті на максимальній швидкості:

При  $H = 1000$  м:

$$N_{V_{\max}}^{\text{пр}} = \frac{\bar{N}_{V_{\max}}}{\bar{N}_V \cdot 0,875}, \text{ Вт/Н} \quad (1.33)$$

де  $\xi_0 = 0.85$  - коефіцієнт використання потужності на максимальній швидкості польоту вертольота;

$\bar{N}_V$ - дросельні характеристики двигунів, що залежать від  $V_{\max}$ :

$$\bar{N}_V = 1 + 5.5 \cdot 10^{-7} \cdot V_{\max}^2 \quad (1.34)$$

Питома наведена потужність в польоті на динамічній стелі з економічною швидкістю  $V_{\text{дин}}$ :

$$\bar{N}_{\text{Ндин}}^{\text{пр}} = \frac{\bar{N}_{\text{Ндин}}}{\xi_{V_{\text{эк}}} \cdot \bar{N}_H \cdot \bar{N}_{V_{\text{дин}}}}, \text{Вт/Н} \quad (1.35)$$

де  $\xi_{V_{\text{эк}}} = 0.865$  - коефіцієнт використання потужності на економічній швидкості польоту;

$\bar{N}_H$  и  $\bar{N}_{V_{\text{дин}}}$ - зміна потужності силової установки в залежності від висоти та швидкості польоту:

$$\bar{N}_H = 1 - 0,06595 \cdot \bar{N}_{\text{дин}}, \text{Вт/Н} \quad (1.36)$$

Питома наведена потужність в польоті у землі з економічною швидкістю:

$$\bar{N}_{\text{взл}}^{\text{пр}} = \frac{\bar{N}_{\text{взл}}}{\xi \cdot \bar{N}_q \cdot \bar{N}_{V_0}}, \text{Вт/Н} \quad (1.37)$$

де  $\xi = 0.865$  - коефіцієнт використання потужності на економічній швидкості польоту,  $\bar{N}_q = 1,0$  ступінь дроселювання двигуна на надзвичайному режимі роботи.

$$\bar{N}_{V_0} = 1 + 5.5 \cdot 10^{-7} \cdot V_3^2 \quad (1.38)$$

Визначення потрібної потужності силової установки:

Потрібна питома енергоозброєність вертольоту:

$$\bar{N}_{\text{max}}^{\text{потр}} = \max(\bar{N}_{\text{Нсм}}^{\text{пр}}, \bar{N}_{V_{\text{max}}}^{\text{пр}}, \bar{N}_H^{\text{пр}}, \bar{N}_{\text{взл}}^{\text{пр}}), \text{Вт/Н} \quad (1.39)$$

Вибір двигунів:

Потрібна потужність силової установки вертольота буде дорівнювати:

При  $n = 0,0$  м

$$N_{\text{потр}} = \bar{N}_{\text{max}}^{\text{пр}} \cdot m_{01} \cdot g / n, \text{Вт} \quad (1.40)$$

де  $n$ - кількість двигунів.

Енергоозброєність вертольоту визначаємо по формулі:

$$N_{\text{max}}^{\text{пр наяв}} = \frac{N_{\text{наяв}}}{m_0 \cdot g}, \text{кВ/Н} \quad (1.41)$$

## 1.1.4 Вагові характеристики частин вертольота.

### 1.1.4.1 Визначення відносних мас конструкції планера

$$\bar{m}_{пл} = \bar{m}_{\phi} + \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} + \bar{m}_{упр} \quad (1.42)$$

де -  $\bar{m}_{\phi}$ ,  $\bar{m}_{кр}$ ,  $\bar{m}_{оп}$ ,  $\bar{m}_{ш}$ ,  $\bar{m}_{упр}$  - відносні маси фюзеляжу (з капотом і хвостовій балкою), крила, оперення, шасі та системи керування вертольота відповідно.

Визначення відносної маси фюзеляжу:

Масу фюзеляжу вертольота можна визначити в залежності від його злітної маси  $m_0^I$ , площі зовнішньої поверхні фюзеляжу  $S_{\phi}$ , лінійних розмірів фюзеляжу:

$$\bar{m}_{\phi} = \frac{k_{\phi} \cdot S_{\phi}^{0.88}}{(m_0^I)^{0.75}} \quad (1.43)$$

де  $k_{\phi} = 1.7$ -ваговий коефіцієнт;

$S_{\phi}$ - площа зовнішньої поверхні;

Визначення відносної маси оперення:

Маса оперення:

$$\bar{m}_{оп} = \bar{m}_{го} + \bar{m}_{во} \quad (1.44)$$

де  $m_{го}$ - відносна маса горизонтального оперення (ГО):

$$\bar{m}_{го} = \frac{k_{оп} \cdot S_{го}}{m_0^I} \quad (1.45)$$

де  $k_{оп}$ - питома маса оперення,  $k_{оп} = 7$ ;

$\bar{m}_{во}$  - відносна маса вертикального оперення (ВО):

$$\bar{m}_{во} = \frac{k_{оп} \cdot S_{во}}{m_0^I} \quad (1.46)$$

Визначення відносної маси шасі:

Приймаємо для полозкового шасі  $\bar{m}_{ш} = 0,0125$ .

Визначення відносної маси ручного керування:

У систему керування входять: ручка керування, педалі і важіль крок-газ, в кабіні пілота, автомат перекошу, проводка керування, бустерна система керування НГ і РГ.

$$\bar{m}_{упр} = \frac{k_{ру} \cdot R}{m_0^I} \quad (1.47)$$

де  $k_{ру}$  - коефіцієнт мас ручного керування  $k_{ру} = 18$ ;

Визначення відносної маси палива.

При розрахунку маси палива  $m_T$  для польоту на задану дальність  $L$  передбачається, що типовий політ буде учиняться на висоті  $H = 500$  м з крейсерською швидкістю  $V_{крс}$  при  $\omega R = \text{const}$ :

$$\bar{m}_T = k_T \cdot \frac{C_{е\text{кр}} \cdot L_{\text{max}}}{V_{крс}} \cdot \tilde{N}_{окрс} \cdot g \quad (1.48)$$

де  $k_T$  – коефіцієнт мас палива  $k_T = 1.12$ ;

Питома витрата палива:

$$C_{е\text{взл}} = \frac{1,72}{2 \cdot N_{взл}^{0,271}} \quad (1.49)$$



$\bar{C}_{eH}, \bar{C}_{eN}, \bar{C}_{eV}, \bar{C}_{et}$  - коефіцієнти характеризує зміну питомої витрати палива в залежності від висоти м швидкості польоту, температури навколишнього повітря і ступеня дроселювання двигуна;

$$\bar{C}_{eH} = 0.995; \bar{C}_{eN} = 1.075; \bar{C}_{et} = 1.0$$

$$\bar{C}_{eV} = 1 - 3 \cdot 10^{-7} \cdot V_{крс}^2 \quad (1.50)$$

$$C_{екр} = C_{евэл} \cdot \bar{C}_{eH} \cdot \bar{C}_{eV} \cdot \bar{C}_{et} \cdot \bar{C}_{eN} \quad (1.51)$$

Коефіцієнт дроселювання двигунів на  $V_{крс}$   $\bar{N}_{крс} = 0.85$

Відносна злітна потужність двигунів:

$$\tilde{N}_{0крс} = \bar{N}_{крс} \cdot \frac{N_{вэл}}{m_n^1 \cdot g}, \text{кВт/Н} \quad (1.52)$$

Визначення відносної маси двигунів з системами:

$$\bar{m}_{дв.с} = (Y_{дв} + k_c) \cdot \tilde{N}_{0max} \cdot g + k_{тс} \cdot \bar{m}_T \quad (1.53)$$

де  $Y_{дв}$  - питома маса ТВД:

$$Y_{дв} = \frac{2.7}{N_{вэл}^{0.97}} \quad (1.54)$$

де  $k_{тс}$  - коефіцієнт що характеризує збільшення маси СУ ТЗ,  $k_c = 0.07$

Визначення відносної сумарної маси лопатей

$$\bar{m}_{\Sigma л нв} = \frac{a_l \cdot k_l \cdot \sigma_{нв}}{\lambda^{0.7} \cdot p} \quad (1.55)$$

де  $a_l, a_{вт}$  - коефіцієнти що враховує конструктивні особливості лопаті і втулки НГ;

$$a_l = 27 \cdot R^{0.7} \quad (1.56)$$

$k_l$  - коефіцієнт відносної маси лопаті  $k_l = 12$ ;

$\lambda_{нв}$  - подовження лопаті НВ:

$$\lambda_{нв} = \frac{R}{b} \quad (1.57)$$

Визначення відносної маси втулки НВ

$$\bar{m}_{вт нв} = \frac{a_{вт} \cdot k_{вт} \cdot k_z \cdot (\bar{m}_l^{1.35} / z) \cdot (\omega R)^{2.7} \cdot p^{0.35}}{10^5} \quad (1.58)$$

де  $k_z = 1.0$  коефіцієнти, що враховують вплив на маси втулок НГ і РГ числа лопатей;  $k_{вт} = 0.0527 \frac{\text{кг}}{\text{кН}^{1.35}}$  - ваговий коефіцієнт втулки.

$$a_{вт} = 2.34 \cdot R^{-0.65} \quad (1.59)$$

Визначення відносної сумарної маси лопатей РВ

$$\bar{m}_{\Sigma л рв} = \frac{\sigma_{рв}}{\sigma_{нв}} \cdot \left( \frac{\lambda_{нв}}{\lambda_{рв}} \right)^{0.7} \cdot \left( \frac{R_{рв}}{R_{нв}} \right)^{2.7} \cdot \bar{m}_{\Sigma л нв} \quad (1.60)$$

Визначення коефіцієнта заповнення РГ:

$$\sigma_{рв} = 2 \cdot \sigma \quad (1.61)$$

Приймаємо  $z_{рв} = 4$  шт.

Визначення подовження лопаті РГ:

$$\lambda_{рв} = \frac{\lambda_{нв} \cdot z_{рв}}{2 \cdot z} \quad (1.62)$$

Визначення відносної маси втулки РВ:

$$\bar{m}_{вт.рв} = \frac{k_{zрв}}{k_{zнв}} \cdot \frac{z_{рв}}{z_{нв}} \cdot \left( \frac{\omega_{рв} R_{рв}}{\omega_{нв} R_{нв}} \right)^{2.7} \cdot \left( \frac{R_{нв}}{R_{рв}} \right)^{0.65} \cdot \left( \frac{\bar{m}_{лрв}}{\bar{m}_{лнв}} \right)^{1.35} \cdot \bar{m}_{втнв} \quad (1.63)$$

де  $k_{zPB}$  коефіцієнти, що враховують вплив на масу втулки:

$$k_{zPB} = 1 + 0.05 \cdot (z_{PB} - 4) \quad (1.64)$$

Визначення окружної швидкості лопаті РВ:

$$\omega_{PB} = \frac{\pi \cdot n_{PB}}{30} \quad (1.65)$$

Визначення відносної маси а гвинтів:

$$\bar{m}_B = \bar{m}_{\Sigma, лНВ} + \bar{m}_{ВТНВ} + \bar{m}_{\Sigma, лРВ} + \bar{m}_{ВТ,РВ} \quad (1.66)$$

Визначення відносної маси головного редуктора:

$$\bar{m}_{ГЛР} = \frac{k_{ГЛР} \cdot a_{ГЛР} \cdot R^{0.4} \cdot \xi^{0.8} \cdot \left(\frac{\tilde{N}}{\omega R}\right)^{0.8}}{p^{0.2}} \quad (1.67)$$

де  $k_{ГЛР}$  – коефіцієнт відносної маси головного редуктора,  $k_{ГЛР} = 0.12$

$a_{ГЛР}$  – коефіцієнт маси головного редуктора,  $a_{ГЛР} = 7.8 \text{ м}^{1/4} / \text{с}^2$ ;

Визначення відносної маси хвостового редуктора.

$$\bar{m}_{ХР} = \frac{a_{ХР} \cdot (1-\xi)^{0.8} \cdot \left(\frac{\tilde{N}_0 \cdot R_{PB}}{\omega_{НВ} R_{НВ}}\right)^{0.8}}{p^{0.2}} \quad (1.68)$$

де  $k_{ХР}$  – коефіцієнт відносної маси хвостового редуктора,  $k_{ХР} = 0.35$

$a_{ХР}$  – коефіцієнт маси хвостового редуктора,  $a_{ХР} = 7.3 \text{ м}^{1/4} / \text{с}^2$ ;

Визначення відносної маси трансмісійних валів:

$$\bar{m}_{ТВ} = \frac{a_{ТВ} \cdot L_{PB} \cdot (1-\xi)^{2/3} \cdot \left(\frac{\tilde{N}_0}{\omega_{ТВ}}\right)^{2/3}}{p^{1/3}} \quad (1.69)$$

$a_{ТВ}$  – коефіцієнт маси ТВ,  $a_{ТВ} = 6.7 \text{ м}^{1/3} / \text{с}^2$ ;

Визначення маси трансмісії:

$$\bar{m}_{ТР} = \bar{m}_{ГЛР} + \bar{m}_{ХР} + \bar{m}_{ТВ} \quad (1.70)$$

Визначення відносної маси силової установки:

$$\bar{m}_{СУ} = \bar{m}_{Дв.с} + \bar{m}_B + \bar{m}_{ТР} \quad (1.71)$$

Маса обладнання:

$$m_{об} \approx 0,017 \cdot m_0^{1,2235} \quad (1.72)$$

Відносна маса пустого вертольоту:

$$m_{пуст} = m_{пл} + m_{СУ} + m_{об} + m_{МОЖОБ} \quad (1.73)$$

Відносна маса планеру:

$$m_{пл} = m_{\phi} + m_{оп} + m_{ш} + m_{СИУП} \quad (1.74)$$

Визначення маси повного (цільового) навантаження без палива:

$$\bar{m}_{ПН} = 1 - \bar{m}_{пл} - \bar{m}_{СУ} - \bar{m}_T \quad (1.75)$$

Визначення злітної маси вертольота:

$$m_0^2 = \frac{m_{цн} + m_{зк} + m_{об}}{\bar{m}_{ПН}}, \text{ кг} \quad (1.76)$$

Розрахунок другого та третього наближення виконуємо аналогічно.

Результати розрахунку характеристик вертольота представлені в Додатку А.

## 1.1.5 Визначення параметрів агрегатів вертольота

### 1.1.5.1 Вибір розмірів кабіни і відсіків цільової навантаження

Фюзеляж є основою або базою вертольота. Він служить для кріплення агрегатів, розміщення обладнання, екіпажу і корисного навантаження

Фюзеляж є суцільнометалевий полумонок і складається з носової і центральній частині, хвостової балки.

Носова частина кріпиться до центральної заклепками, а хвостова стикаються за допомогою болтових з'єднань.

Розмір кабіни повинен бути достатнім для комфортного розміщення льотчика і розміщення необхідного устаткування.

Розміри вантажної кабіни:

- довжина - 7000 мм;
- висота - 1840 мм;
- ширина - 2360 мм.

### 1.1.5.2 Компонування агрегатів силової установки вертольота

Турбовальний двигун ТВЗ-117(Рис. 1.7) призначений для встановлення на вертольоти нових поколінь, а також для заміни двигунів на існуючих вертольотах для підвищення їх льотно-технічних характеристик. Він створений на базі серійного сертифікованого літакового турбогвинтового двигуна ТВЗ-117С. В даний час розроблено ще дві модифікації: ТВЗ-117В та ТВЗ-117ВК. Цей двигун являється представником двигунів нового покоління: ступінь стиснення в компресорі – 16, температура газів перед турбіною компресора – 1500 К. Високий рівень параметрів робочого процесу та високий КПД основних вузлів (компресора -81%, турбокомпресора – 88%, вільної турбіни – 92%, повнота згорання – 99%) забезпечили високий рівень паливної економічності. Двигуну володіє більшим запасом газодинамічної стійкості. Конструкція двигуна виконана модульною. Заміна модулів може біти виконана в експлуатаційних умовах. Двигун має більший ресурс, більш простий в обслуговуванні та володіє гарною ремонтпридатністю.

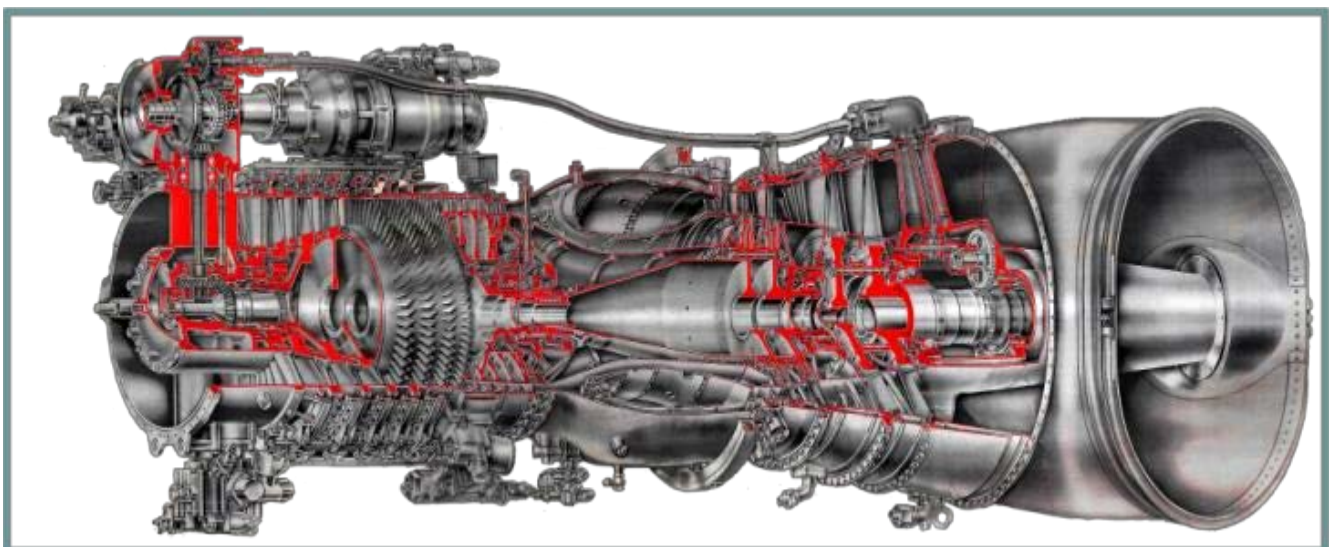


Рисунок 1.7 - Двигун ТВЗ-117В

### **Конструктивні особливості:**

Одновальний осецентробіжний компресор, що складається з дванадцяти ступенів; вхідний направляючий апарат і напрямні апарату перших чотирьох ступенів - регульовані;

кільцева камера згоряння;

2-х ступінчаста осьова турбіна компресора з охолоджуваними сопловими і робочими лопатками;

2-х ступінчаста осьова вільна турбіна з висновком вала відбору потужності назад на ТВЗ-117В

вихлопної патрубков з поворотом потоку на 60 град на ТВЗ-117В

електронно-гидромеханическая система керування і контролю з розвиненими функціями.

#### **1.1.5.3 Параметри і розташування рульового гвинта**

Рульовий гвинт призначений для врівноваження реактивного моменту несучого гвинта.

На вертольоті встановлений три лопатевий штовхаючий гвинт із змінним в польоті кроком. Для шляхового керування на режимі авторотації гвинт може використовуватися як тягне.

Перебуваючи у вертикальній площині, рульовий гвинт виконує також роль вертикального оперення, завдяки чому поліпшується шляхова стійкість вертольота в польоті.

Гвинт встановлений на вал хвостового редуктора, розташованого на кінцевій балці. Керування кроком гвинта механічне і проводиться переміщенням педаль ножного керування в кабіні пілота. Зміна кроку гвинта веде до зміни тяги гвинта, чим і здійснюється поворот вертольоту в ту чи іншу сторону.

При польоті вертольоту вперед кермовий гвинт працює в умовах косоного обдування. При цьому за час одного оберту гвинта швидкість потоку, що набігає на лопать змінюється, що викликає періодичну зміну сили тяги кожної лопаті та призводить до виникнення змінних навантажень на вібрацій.

Для розвантаження лопаті, її навантаження та усунення вібрацій гвинт виконано на шарнірних кріпленнях лопаті, яке дозволяє лопаті при роботі гвинта відхилятися від площини обертання та виконувати при наявності поступальної швидкості вертольоту махові рухи.

#### **1.1.5.4 Параметри і розташування оперення**

Стабілізатор покращує поздовжню стійкість вертольоту, полегшує його перекид на планування в режимі самообертання несучого гвинта і парирує дію

підірюючого моменту під час планування. При переході на планування необхідно швидко змінити кут атаки несучого гвинта.

Зміна кута стабілізатора здійснюється одночасно зі зміною кута встановлення загального кроку НГ, так як стабілізатор системою керування з'єднаний з повзуном автомату перекошу. Керування виконується ручкою «шаг-газ». Стабілізатор складається з лівої та правої консолей, з'єднаних між собою трубою, яка проходить поперек хвостової балки. Кожна половина має трапецієвидну форму в плані. Профіль стабілізатора – симетричний. Каркас кожної половини стабілізатора являє собою клепану конструкцію, яка складається з лонжерона, нервюра та хвостового стрингера. Лонжерон має стінку з дюралюмінія Д16А, до якої приклепано кутові профілі з Д16Т-Пр 101-31, що створює верхню та нижню полки лонжерону. Нервюри та хвостовий стрингер штамповані з дюралюмінієвих листів. Стик обох половин стабілізатора з трубою виконано болтами через вушка. Обшивка стабілізатора виконана з листового дюралюмінія Д16А товщиною 1мм.

Стабілізатор встановлений на двох кулькових підшипниках, запресованих в наконечники труб. Підшипники мають осі, які входять в гнізда опор, прикрутити болтами до кронштейна хвостової балки.

### **1.1.5.5 Розташування НГ з урахуванням обмеження статичного прогину його лопаті**

Несучий гвинт призначений для створення підйомної сили, сили тяги і керування вертольотом щодо поздовжньої і поперечної осей. Несучий гвинт здійснює в польоті складну роботу і є одним з найбільш відповідальних агрегатів вертольоту.

При висінні, вертикальному підйомі і спуску несучий гвинт працює в порівняно простих умовах осьової обдування, коли повітряний потік паралельний його осі.

Найбільш складні умови роботи несучого гвинта настають в умовах косою обдування, коли вертоліт летить з поступальною швидкістю і особливо в криволінійному польоті.

Несучий гвинт створює не тільки тягу для поступального руху вертольоту, але і одночасно долає силу ваги, виконуючи таку леї роль в створенні підйомної сили в польоті, як і крило літака. Тому гвинт вертольоту і називають несучим.

Несучий гвинт складається з втулки і семи лопатей, кожна з яких з'єднується з корпусом втулки, встановленої на валу головного редуктора. Зчленування лопатей з втулкою здійснюється за допомогою трьох шарнірів: горизонтального шарніра, що дозволяє лопатей коливатися в вертикальній площині (махові рухи), вертикального шарніра, що дозволяє лопатей коливатися в площині обертання, і осьового шарніра, що забезпечує зміна кута установки лопаті при повороті її навколо поздовжньої осі ,

При поступальному русі вертольоту під дією змінних аеродинамічних і інерційних сил лопаті здійснюють коливання відносно всіх трьох шарнірів.

Таке шарнірне кріплення лопатей до втулки несучого гвинта пояснюється тим, що при поступальному русі вертольоту несе; гвинт працює в умови косоного обтікання. При косому обтіканні виникає несиметричний розподіл швидкостей повітряного потоку, що обтікає лопаті гвинта. У лопаті, що рухається проти потоку, швидкість обтікання буде більше, ніж у лопаті, по рухомій потоку. Внаслідок цього лопать, що рухається проти потоку, створює велику підйомну силу і відчуває більшу лобову опір, ніж лопать, що рухається по потоку. Отже, при жорсткому кріпленні лопатей до втулки несучого гвинта на вертоліт діяв би перекидаючий момент за рахунок різниці підйомних сил лопаті, що рухається проти потоку, і лопаті, по рухомій потоку.

Для усунення цього перекидального моменту, що виникає при косій обдувці, а також для розвантаження лопаті від знакозмінних втомних навантажень, що діють на вертикальній площині, встановлений горизонтальний шарнір.

При ангарному зберіганні лопаті властиво прогинатися під дією сили тяжіння, це слід врахувати при проектуванні хвостової балки. Кут складає  $4^{\circ}13'$ . Прогин лопаті становить  $8^{\circ}$ .

Даний вертоліт знаходиться в тому ж класі, що і спроектований і повністю задовольняє потрібним габаритам для перевезення вантажу або пасажирів.

#### **1.1.5.6. Вибір схеми трансмісії вертольота**

Трансмісія складається з головного редуктора, двох муфт вільного ходу, муфти включення трансмісії, гальма несучого гвинта, валів приводу рульового гвинта, проміжного редуктора, редуктора рульового гвинта, проміжного вала, вала приводу вентилятора, мастильно-повітряного радіатора, з'єднувальних муфт та опор вала. Головний редуктор модульної конструкції, має приводи вентилятора охолодження редуктора і маслосистем, трансмісії рульового гвинта і вертолітних агрегатів.

#### **1.1.5.7 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів вертольота**

Фюзеляж полумонококової конструкції, в якій сприйняття зовнішніх силових фактори забезпечується спільною роботою поздовжніх елементів і обшивки. Принципово КСС можемо побачити на Рис. 1.8.

Носова частина являє собою кабінку е, створену навантажними стулками кіпажу з розташуванням сидінь пілотів, органів керування, приборне та інше обладнання. Передня частина створює ліхтар, який забезпечує огляд пілотам. Каркас носової частини складається з п'яти шпангоутів № 1Н - 5Н,

повздожніх балок, стрингерів, штампованих жосткостей та рами ліхтаря. Технологічно носова частина розділяється на підлогу, борові панелі, стелю, рухомі блістери та шпангоут №5Н.

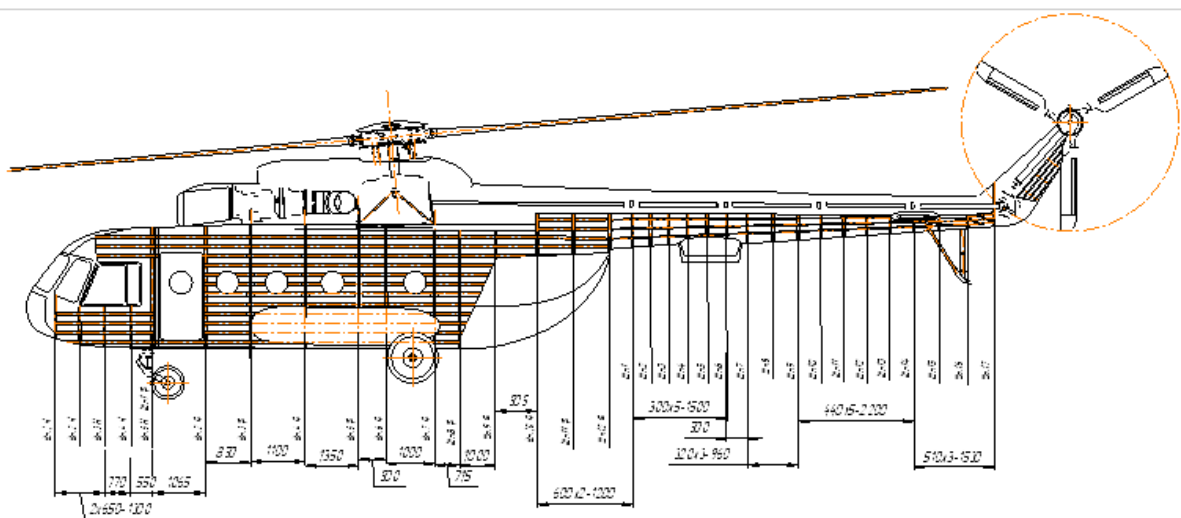
Центральна частина фюзеляжу представляє собою відсік, розташований між шпангоутами №1Ф та №12Ф. Вона складається з каркасу, працюючої дюралюмінієвої обшивки та силових вузлів. Каркас складається з поперечного та повздожнього наборів: в поперечний набір входять 12 шпангоутів, в тому числі шпангоути №1Ф та №12Ф – стикові, шпангоути № 3, 4, 5, 6 та 7 – силові, а всі інші шпангоути полегшеної конструкції. В повздожній набір входять стрингери та балки. Шпангоути забезпечують задану форму фюзеляжу в поперечному перетині та сприймають навантаження від аеродинамічних сил, а силові шпангоути, усі інші крім вище зазначених, сприймають зосереджені навантаження від приєднаних на них агрегатів вертольоту ( шасі, силової установки, головного редуктора).

Вантажна підлога клепаної конструкції складається з нижніх частин шпангоутів, повздожніх балок, стрингерів, настилу з рифленого листа 338 АН-1 та зовнішньої дюралюмінієвої обшивки.

Задній відсік є продовженням центральної частини фюзеляжу та азом з вантажними стулками створюють задній обвід фюзеляжу. Технологічно відсік створений з окремих панелей та являє собою надбудову створену на вантажній кабіні та плавно переходячи в хвостову балку.

Хвостова балка балочно-стрингерного типу, має форму усіченого конусу, складається з каркасу та гладкої працюючої дюралюмінієвої обшивки. В каркас входять повздожній та поперечний силові набори. Поперечний складається з 17 шпангоутів z- образного перетину. Повздожній набір складається з 24 стрингерів.

Кінцева балка – клепаної конструкції складається з кілевої балки та обтікача. Каркас кілевої балки складається з поперечного ( дев'ять шпангоутів) та повздожнього ( лонжерону та стрингерів, виготовлених з кутових профілів)



**Рисунок 1.8 - Конструктивно-силова схема вертольоту**



Стиковка окремих частин фюзеляжу виконується по стикувальним шпангоутам, торцеві полки яких утворюють фланці з отворами під стягнуті стикувальні болти.

Шасі вертольоту триопорне з передньою опорою, яка самоорієнтується та основними стійками пірамідального типу. Головні колеса обладнані гальмами, які забезпечують гальмування колес на стоянці, при посадці на похилі площадки, підвищують безпеку при рулінні та буксируванні вертольоту.

Найважливішим завданням об'ємно-ваговий компонування вертольота є його центрування, тобто визначення центру мас вертольота і приведення його в заданий діапазон положень щодо осі несучого гвинта. Гранично допустимі значення передньої і задньої (щодо осі несучого гвинта) центровок визначають діапазон допустимих граничних центровок, а вертикальна відстань центру мас вертольота від центру втулки НВ - вертикальну центрування вертольота.

Діапазон допустимих граничних центровок одногвинтового вертольота залежить від багатьох факторів і визначається насамперед граничними відхиленнями автомата перекоосу в поздовжньому напрямку і потреби запасами поздовжнього керування з умов балансування вертольота на екстремальних режимах польоту. Діапазон граничних відхилень автомата перекоосу становить + 5 ... + 8.

Складемо вагову зведення вертольота з розбивкою всіх агрегатів по групах. Визначимо координати мас кожної групи агрегатів. За початок координат приймемо центр втулки НВ. Вісь ОУ збігається з віссю НВ, вісь ОХ розташована перпендикулярно до неї в площині НВ. Координати вантажів взяті з бічної проекції компоновочного креслення вертольота. Визначимо статичний момент маси основних агрегатів щодо початку координат і складемо центрувальними відомість.

### 1.1.6 Визначення центру мас

Складемо центрувальними відомість основних мас вертольота, в якій маси груп основних частин фюзеляжу взяті з відомості мас вертольота (Табл. 1.2), а координати центрів ваги цих частин взяті з відповідного креслення.

Центрування фюзеляжу розраховуємо для чотирьох варіантів:

- Максимальна злітна маса;
- Перегінний варіант (без комерційного завантаження);
- Посадковий варіант (залишок палива складає 5% - аеронавігаційний запас);
- Стоячий варіант (без комерційного завантаження, палива і екіпажу).



Таблиця 1.2:- Координати центрів ваги

Найменування об'єкта	$m_i$	$x_i$	$y_i$	$m_i x_i$	$m_i y_i$
Несучий гвинт, автомат перекоосу	1054	5,3	4,83	5586	5091
Передня і середня частина фюзеляжу з ел.об. і гідросистем	1465	4,4	2,26	6446	3310
Хвостова і кінцева балка	400	12,4	3,4	4960	1360
Основна опора шасі	245	6,4	0,5	1568	125
Передня опора шасі	100	1,9	1,3	190	130
Стабілізатор	100	16,5	3,56	165	356
Двигуни	965	5,7	3,52	5501	3397
Головний редуктор	789	5,35	3,65	4221	2880
Проміжний редуктор	31	17,7	3,9	548	121
Хвостовий редуктор і ХВ	168	18,4	5,1	3091	857
Вали трансмісії	52	11,4	3,8	593	197
Обор. і упр. в кабіні екіпажу	740	1,5	1,8	1110	1332
Обор. вантажної кабіни	478	5,4	2,25	2581	1075
Паливо, паливна система	218	5,5	1,4	1199	280
Масло і маслобаки	120	11,3	4	1356	480
Екіпаж	225	1	2,1	225	472
Комерційного завантаження	2160	6,23	2,5	13457	5400
Паливо	2423	5,7	1,5	13811	3634
Всього				62160	27226

Координати центра ваги фюзеляжу для максимальної злітної маси визначаються за формулами:

$$x_{ц.т.макс} = \frac{\sum m_i x_i}{m_0} = 5,60; \quad y_{ц.т.макс} = \frac{\sum m_i y_i}{m_0} = 2,53$$

де  $x_i, y_i$  (м) - координати центрів ваги груп фюзеляжу;

$m_i$  (кг) – маса групи фюзеляжу;  $m_0$  (кг) - маса спорядженого фюзеляжу.

Координати центра ваги фюзеляжу в перегінний варіанті (без комерційного завантаження) визначаються за формулами:

$$x_{ц.т.пер} = \frac{\sum m_i x_i - m_{ком} x_{ком}}{m_0 - m_{ком}} = 5,44;$$

$$y_{ц.т.пер} = \frac{\sum m_i y_i - m_{ком} y_{ком}}{m_0 - m_{ком}} = 2,44$$

де  $x_i, y_i$  (м) - координата центрів тяжіння груп фюзеляжу;

$m_i$  (кг)- маси груп фюзеляжу;

то  $m_0$  (кг) - маса спорядженого фюзеляжу;

$x_{\text{ком}}, y_{\text{ком}} (м)$  ~ координати центра ваги комерційної загрузки;  
 $m_{\text{ком}} (кг)$  - маса комерційної загрузки.

Координати центра ваги фюзеляжу в посадковому варіанті (залишок палива складає 5% - ний аеронавігаційний запас) визначаються за формулами:

$$y_{\text{ц.т.пос}} = \frac{\sum m_i y_i - m_T y_T}{m_0 - m_T} = 2,78$$

$$x_{\text{ц.т.пос}} = \frac{\sum m_i x_i - m_T x_T}{m_0 - m_T} = 5,62$$

де  $x_i, y_i (м)$  - координати центрів ваги груп фюзеляжу;

$m_i (кг)$  – маси груп фюзеляжу;

$m_0 (кг)$  - маса спорядженого фюзеляжу;

$x_m, y_m (м)$  - координати центра ваги палива при повній заправці вертольота;

$m_T (кг)$  - маса палива.

Координати центра ваги фюзеляжу в стояночному варіанті (без комерційного завантаження, палива і екіпажу) визначаються за формулами:

$$x_{\text{ц.т.пос}} = \frac{\sum m_i x_i - m_{\text{ком}} x_{\text{ком}} - m_T x_T - m_3 x_3}{m_0 - m_{\text{ком}} - m_T - m_3} = 5,65;$$

$$y_{\text{ц.т.пос}} = \frac{\sum m_i y_i - m_{\text{ком}} y_{\text{ком}} - m_T y_T - m_3 y_3}{m_0 - m_{\text{ком}} - m_T - m_3} = 2,93$$

де  $x_i, y_i (м)$  - координати центрів ваги груп фюзеляжу;

$m_i (кг)$  – маси груп фюзеляжу;

$m_0 (кг)$  - маса спорядженого фюзеляжу;

$x_m, y_m, x_{\text{ком}}, y_{\text{ком}}, x_3, y_3$  - відповідно координати центрів ваги палива, комерційного навантаження, екіпажу;

$m_T, m_{\text{ком}}, m_3 (кг)$  - відповідно маса палива, комерційного навантаження, екіпажу.

Результати розрахунку центрування фюзеляжу у таблиці 1.3

**Таблиця 1.3:- Розрахунок центрування фюзеляжу**

Конфігурації вертольота	$m_i$	$x_i$	$y_i$
Максимальна злітна маса	11100	5,6	2,53
Перегінний варіант	8940	5,44	2,44
Посадковий варіант	8722	5,62	2,78
Стоянковий варіант	8497	5,65	2,93

### 1.1.7 Стандартна специфікація проектованого вертольота

Вертоліт одногвинтової схеми з рульовим гвинтом, двома ТВД. Конструкція виконана з алюмінієво-літєвих сплавів з широким застосуванням титанових сплавів і композиційних матеріалів.

Даний вертоліт призначений для багатоцільових робіт.

На вертольоті встановлені два двигуни ТВЗ-117. Двигуни встановлюються на стелі перед редуктором. Покриття та захисна обробка зовнішніх поверхонь вертольота, його двигунів і вузлів виконується за діючими нормативами і забезпечує експлуатацію вертольота в різних кліматичних умовах.

Фюзеляж полумонококової конструкції. У носовій частині розміщена кабіна екіпажу, що складається з льотчика та рятувальника. Кабіна має центральний прохід, доступ в кабіну здійснюється через двері з лівого борту, для забезпечення комфортних умов застосована теплозвуко-ізоляційна обробка і встановлена система кондиціонування повітря.

Хвостова балка має плавну поверхню для поліпшення умов навантаження і вивантаження.

Шасі колесне, не прибирається. Несучий гвинт має п'ять лопатей. Лопаті прямокутної форми в плані, мають помірну аеродинамічну крутку. Носок лопаті захищений протикорозійною накладкою з титанового сплаву.

Рульовий гвинт трилопатевий, з лопатями прямокутної форми в плані зі склопластику.

Повітрязбірники двигунів забезпечені пилозахисними пристроями і електричними системами протикригової боротьби. Силова установка має систему автоматичної підтримки обертів несучого гвинта; в разі виходу з ладу одного двигуна система автоматично збільшує потужність другого до надзвичайної, підтримуючи постійні оберти несучого гвинта.

Трансмсія складається з головного редуктора, двох муфт вільного ходу, валів приводу рульового гвинта, редуктора рульового гвинта.

Паливна система призначена для подачі палива в двигуни. Паливна система складається з паливних баків, системи дренажу, системи нейтрального газу, системи централізованої заправки, системи вироблення палива, органів керування і контролю роботи паливної системи. Застосовувані палива: РТ, ТС-1 (ГОСТ 10227-26).

Паливо міститься баках, розташованих по обидва боки від фюзеляжу, з яких надходить паливо у двигуни розташовані зверху.

Трубопроводи паливної системи - тонкостінні і з'єднані між собою рухомими або жорсткими з'єднаннями.

На вертольоті встановлена система пожежної безпеки. Також на вертольоті встановлена гідравлічна і пневматична системи.

## 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів вертольота при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики вертольота

### 1.2.1 Визначення льотно-технічних характеристик вертольота

#### 1.2.1.1 Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі

Визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик вертольота є складним завданням. Перш за все це пов'язано з його багато режимній роботі - вертоліт може переміщатися в будь-якому напрямку. Кути атаки і ковзання відповідають круговій обдувці, тому аеродинамічні сили і моменти істотно змінюються як по величині, так і по напрямку.

Крім цього, несучий гвинт навіть при постійних значеннях кута атаки і швидкості польоту працює в умовах нестационарності - змінюються місцеві кути атаки і швидкості на лопаті. Нестационарний вихровий слід за гвинтом складається з потоком, що набігає, що призводить до додаткової нерівномірності і нестационарності в обтіканні елементів вертольота.

З урахуванням зазначених особливостей визначення діючих сил розрахунковим шляхом ускладнюється, що не дозволяє призвести надійний пошук оптимальної по опору форми вертольота. Оптимальна форма вертольота може бути встановлена експериментальним шляхом на крупномаштабних моделях. Однак на етапі попереднього проектування аеродинамічні характеристики можна визначити тільки наближеним розрахунковим шляхом.

#### 1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта.

Вибираємо профілі лопаті і визначаємо їх характеристики в перетинах лопаті з урахуванням призначеної крутки.

Умовно розбиваємо лопать по довжині перетинами на десять ділянок.

Для різних ділянок лопаті вибираємо профілі трьох типів:

NACA 23015 – для  $\bar{r} = 0,1 \div 0,5$

NACA 23012 – для  $\bar{r} = 0,6 \div 0,8$

NACA 23009 – для  $\bar{r} = 0,9 \div 1,0$

Вихідними даними для розрахунку є аеродинамічні коефіцієнти профілю NACA 23012.

Через відсутність даних продувок для профілів NACA 23015 і NACA 23009 виконуємо перерахунок їх аеродинамічних коефіцієнтів з використанням даних профілю NACA 23012.

Значення коефіцієнтів  $C_{u\alpha}$  з достатнім ступенем точності можна прийняти однаковими для всіх обраних профілів.

Значення коефіцієнтів  $C_{x\alpha}$  (Рисунок 1.10) перераховуємо за формулою:

$$C_{xa} = C_{xa}(23012) \cdot \frac{\eta_c}{\eta_{c=012}}, \quad (1.77)$$

де  $C_{xp}$  (23012) - значення коефіцієнтів профільного опору для профілю NASA 23012.

$\eta_c$  - коефіцієнт, що враховує відносну товщину профілю;

$\eta_{c=012}$  - коефіцієнт що враховує відносну товщину профілю NASA 23012.

Коефіцієнт  $\eta_c$  обчислюємо за формулою:

$$\eta_c = 1 + 2 \cdot \bar{c} + 9 \cdot \bar{c}^2$$

де  $\bar{c}$  - відносна товщина профілю.

Для NASA 23012  $\bar{c} = 0,12$  и  $\eta_c = 1,37$ .

Для NASA 23015  $\bar{c} = 0,15$  и  $\eta_c = 1,5$ .

Для NASA 23009  $\bar{c} = 0,09$  и  $\eta_c = 1,25$ .

Обчислюємо числа Маха для кожного перетину:

$$M(\bar{r}) = M_0 \cdot \bar{r} \quad (1.78)$$

де  $M_0$  - число Маха в кінцевому перетині лопаті;

-  $\bar{r}$  відносний радіус перетину.

$$M(0,2) = 0,1294 \quad M(0,5) = 0,3235 \quad M(0,8) = 0,5176$$

$$M(0,3) = 0,1941 \quad M(0,6) = 0,3882 \quad M(0,9) = 0,5841$$

$$M(0,4) = 0,2588 \quad M(0,7) = 0,4259 \quad M(1,0) = 0,647$$

Залежно від відповідного числа Маха визначаємо коефіцієнти  $C_{ua}$  для кожного розрахункового перерізу. Результати представлені в таблиці додатків Г. Для перетинів, в яких  $M < 0,3$ , приймаємо значення  $C_{ua}$  рівними  $C_{ua}$  при  $M = 0,3$ .

Залежно від відповідного числа Маха визначаємо коефіцієнти  $C_{xp}$  для кожного розрахункового перерізу. Результати представлені в додатку Г (Г1). Для перетинів, в яких  $M < 0,3$ , приймаємо значення  $C_{xp}$  рівними  $C_{xp}$  при  $M = 0,3$ .

Призначаємо геометричну крутку лопаті  $\Delta\varphi = 6,3^\circ$  ( $\Delta\varphi = 4,2^\circ \dots -2,1^\circ$ ).

Для призначеного загального кроку  $\varphi_{0,7} = 2; 4^\circ; 6^\circ; 8^\circ; 10^\circ; 12^\circ; 14^\circ$ ;

Індуктивна швидкість в площині гвинта:

$$\bar{u}_{1B} = -\frac{V_0}{2 \cdot U} - \frac{C_{y00}^\alpha \cdot \sigma}{16} + \sqrt{\left(\frac{V_0}{2 \cdot U} - \frac{C_{y00}^\alpha \cdot \sigma}{16}\right)^2 + \frac{C_{y00}^\alpha \cdot \sigma}{458} \cdot \varphi^0 \cdot \bar{r}} \quad (1.79)$$

Відносна швидкопідйомність з урахуванням індуктивної швидкості:

$$\bar{V}_1 = \frac{V_0}{2 \cdot U} + \bar{u}_{1B} \quad (1.80)$$

Кут протікання уздовж лопаті несучого гвинта:

$$\beta = -\arctg\left(\frac{\bar{u}_{1B}}{\bar{r}}\right) \quad (1.81)$$

Тоді аеродинамічний кут атаки:

$$\alpha_a = \varphi_{(r)} + \beta \quad (1.82)$$

За допомогою графіка  $C_{ya} = f(\alpha)$  (Рисунок 1.9) визначаємо коефіцієнти  $C_{ya}$   $\alpha$  для розрахункових перетинів по формулі:

$$C_{ya}^{\alpha} = \frac{\Delta C_{ya}}{\Delta \alpha} \quad (1.83)$$

Розподілені характеристики обчислюються за такими формулами:

$$\frac{dC_T}{d\bar{r}} = \sigma \cdot C_{ya} \cdot \bar{r}^2 \quad (1.84)$$

$$\frac{dm_z}{d\bar{r}} = \sigma \cdot C_{ya} \cdot \bar{V}_1 \cdot \bar{r}^2 \quad (1.85)$$

$$\frac{dm_p}{d\bar{r}} = \sigma \cdot C_{xp} \cdot \bar{r}^3 \quad (1.86)$$

$$\frac{dm_k}{d\bar{r}} = \frac{dm_z}{d\bar{r}} + \frac{dm_p}{d\bar{r}} \quad (1.87)$$

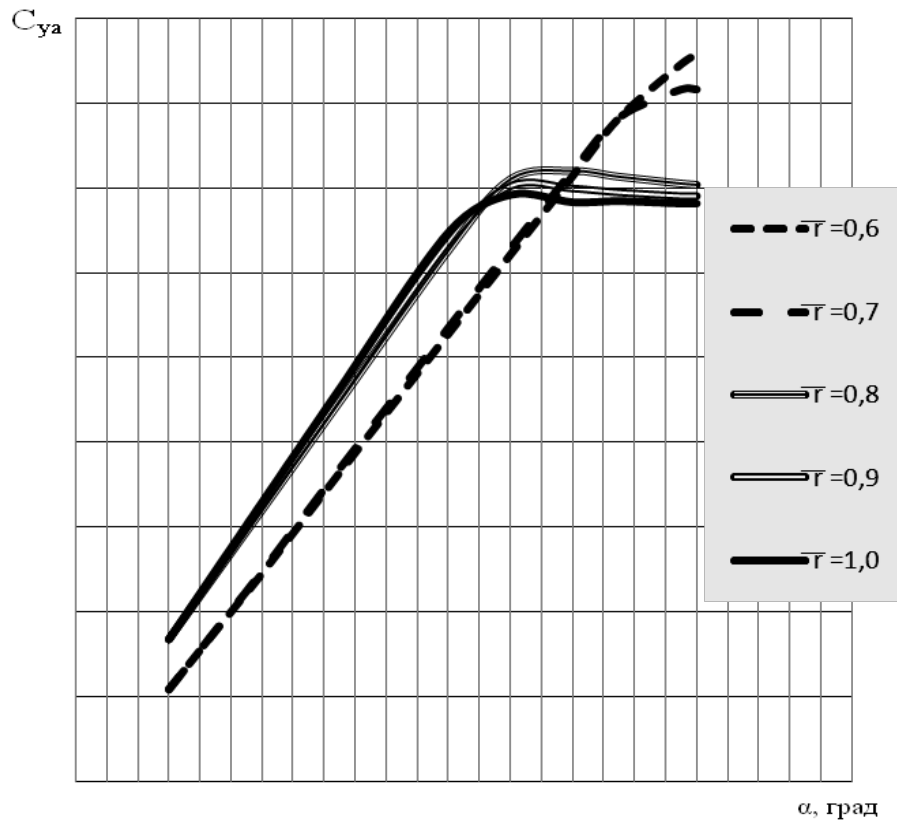


Рисунок 1.9 – Залежність  $C_{ya}=f(\alpha)$

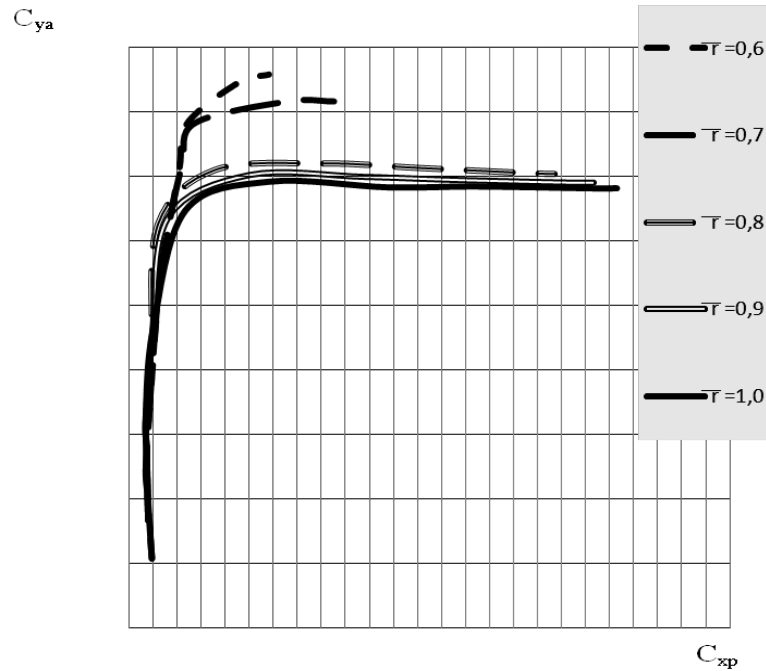


Рисунок 1.10 - Залежність  $C_{ya}=f(C_{xp})$

Аеродинамічні коефіцієнти, а також розподілені характеристики обчислюється для відповідних значень кута загального кроку характерного перетину і представлені в додатку Г.

Коефіцієнти тяги, індуктивної і профільної потужностей виражаються через отримані розподілені характеристики(Рисунок 1.11):

$$C_T = B \cdot \int_{r_0}^1 \frac{dC_T}{dr} dr \quad (1.88)$$

$$m_H = \int_{r_0}^1 \frac{dm_H}{dr} dr, \quad (1.89)$$

$$m_P = \int_{r_0}^1 \frac{dm_P}{dr} dr \quad (1.90)$$

де  $B$  - коефіцієнт кінцевих втрат:

$$B = 1 - 8 \cdot \frac{C_T^*}{K_n} \quad (1.91)$$

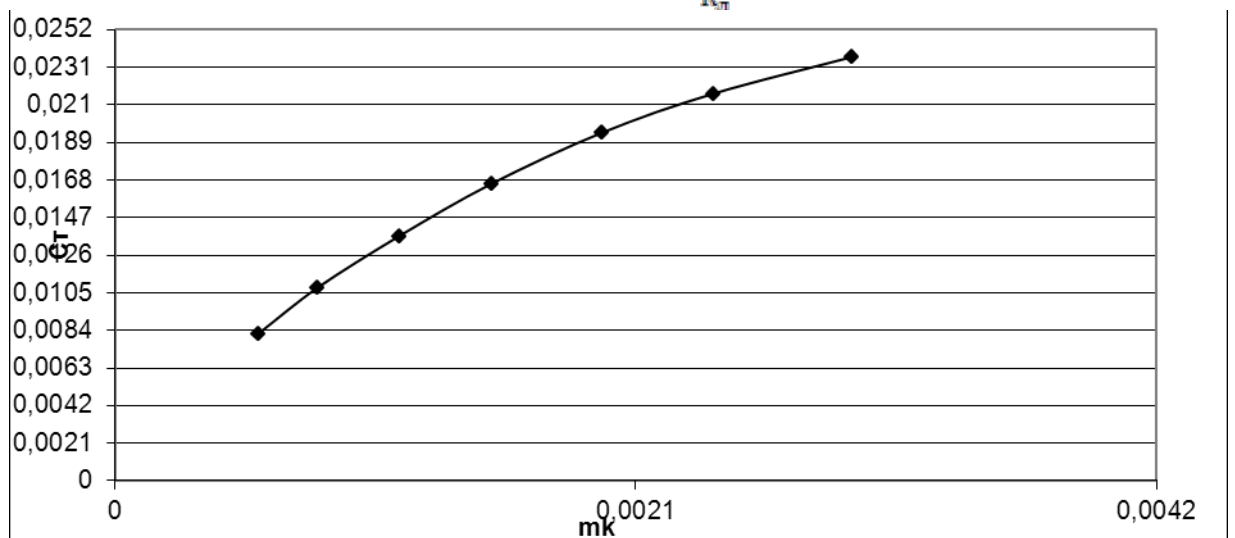


Рисунок 1.11 – Графік Залежність  $C_T=f(m_k)$  – поляра несучого гвинта.

Заключним пунктом даного розрахунку є визначення відносного ККД в залежності від кута загального кроку  $\varphi$ :

$$\eta_o = \frac{C_T^{3/2}}{2 \cdot m_x} \quad (1.92)$$

Результат дозволяє зробити висновок, наскільки вдало проведена геометрична компоновка лопаті. Чисельно коефіцієнти тяги, індуктивної і профільної потужностей, коефіцієнт крутного моменту і ККД відображені в додатку Г.

### 1.2.1.3. Визначення аеродинамічного опору вертольота на крейсерському режимі.

Форми фюзеляжів вертольотів мають свої особливості, пов'язані з компонованням вертольотів, - малі подовження, різке звуження в носовій і кормовій частинах, затінення одних елементів іншими.

Крім цього, на етапі попереднього проектування важко визначити кут атаки фюзеляжу, що впливає на опір всього вертольота. Розрахунок опору фюзеляжу і інших елементів проводиться без урахування стисливості; прикордонний шар вважається: всюди турбулентним, що дозволяє в подальшому мати певний позитивний запас потужності Коефіцієнт опору фюзеляжу, віднесений до площі миделевого перетину обчислюється за формулою:

$$C_{x\phi} = (C_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_\phi}{S_{m\phi}} + \Delta C_{x\_пф}) \cdot K_\alpha + \Sigma \Delta C_{x\phi} + \frac{\Sigma C_{x\_над} S_{m\_над}}{S_{m\phi}} + \Delta C_{x\_нер} \quad (1.93)$$

де  $C_f$  - визначається в залежності від числа Рейнольдса,  $Re = \frac{VL_\phi}{\nu}$ .

$\eta_c$  - коефіцієнт, що враховує форму фюзеляжу, залежить від подовження фюзеляжу  $\lambda_\phi$ .

$$\lambda_\phi = \frac{L_\phi}{\sqrt{\frac{4S_{m\phi}}{\pi}}} = 2,4521 \quad (1.94)$$

Площину бічної поверхні фюзеляжу обчислюємо:

$$F_\phi = 2,85 \cdot L_\phi \sqrt{S_{m\phi}} = 25,8021 \text{ м}^2$$

Приймаємо для прямокутної форми фюзеляжу  $\Delta C_{x\_пф} = 0,0065$

Приймаємо коефіцієнт, що враховує вид фюзеляжу збоку  $K_{\alpha 1} = 1$

Приймаємо коефіцієнт для дійсного поперечного перерізу і круглого відповідно  $K_{\alpha 2} = 1,22$  та  $K_{\alpha 3} = 1,22$ .

При одночасно обліку двох факторів сумарне  $K_\alpha$  рівне:

$$K_\alpha = K_{\alpha 1} \frac{K_{\alpha 2}}{K_{\alpha 3}} = 1 \quad (1.95)$$

Приймаємо даний опір фюзеляжу  $\Delta C_{x\phi} = 0,19$ .



Приймаємо опір хвостовій частині  $\Delta C_{x\phi} = 0,0375$

Після підстановки всіх значень отримуємо сумарний опір фюзеляжу:

$$C_{x\phi} = 0,2874$$

Так як хвостова балка є виділеним елементом, то розрахунок ведемо за методикою, аналогічною методикою розрахунку коефіцієнта опору фюзеляжу:

$$C_{x_{x.б}} = (C_f + \Delta C_f) \cdot \frac{F_{x.б}}{S_{мф}} \quad (1.96)$$

де  $C_f$  - визначається в залежності від числа Рейнольдса,  $Re = \frac{VL_{\phi}}{v}$ .

$L_{x.б}$  - довжина хвостової балки;

$\Delta C_f$  - додатковий коефіцієнт тертя за рахунок неврахованих елементів хвостової балки, приймаємо рівним 0,00252;

$F_{x.б}$  - Бокова поверхня хвостової балки.

$$C_{x_{x.б}} = 0,00702$$

Приймаємо для тонкого оперення  $C_{x_{оп}} = 0,014$ .

Коефіцієнт опору стояків, підкосів і інших подібних елементів визначається як опір циліндрів відповідних поперечних перерізів, встановлених під кутом до набігаючого потоку.

Приймаємо опору шасі  $C_{xш} = 0,018$ .

На опір втулки впливає відстань від площини обертання втулки до поверхні фюзеляжу. Оскільки втулка закрита двояковипуклим обтічником, приймаємо  $C_{x_{втн}} = 0,00145$

Коефіцієнт опору втулки рульового гвинта без обтічників  $C_{x_{втр}} = 0,003$

Коефіцієнт опору рульового гвинта на великих швидкостях польоту обчислюємо за формулою:

$$C_{x_{рв}} S_{рв} = \frac{0,3 \cdot \mu_{рв} \cdot T_{рв}}{\frac{\rho V^2}{2}} = 0,05799 \quad (1.97)$$

де  $\mu_{рв} = \frac{V}{U_{рв}}$  - характеристика режиму роботи рульового гвинта;

$\frac{\rho V^2}{2}$  - швидкісний напір на заданій висоті.

Розраховані коефіцієнти і значення  $C_{xа} S$  занесені в таблицю додаток Г.

На підставі зведення опорів коефіцієнт опору вертольота обчислюється за формулою:

$$C_{xa} = K_{II} \cdot \sum_i C_{xai} S_i = 0,250067 \quad (1.98)$$

де  $K_{II} = 1,15$ .

### 1.2.1.4 Розрахунок льотних характеристик вертольота методом потужностей.

Метод потужностей є найбільш універсальним методом аеродинамічного розрахунку ЛТХ. Пояснюється це тим, що у поршневих двигунів і ТРД з вільною турбіною вихідна потужність  $N_D = M \cdot \omega$  дозволяє досить просто вийти на розрахунок ЛТХ вертольота. Цей метод заснований на порівнянні потрібної і розташовується потужностей при сталому русі вертольота. Підводиться потужність до гвинта дорівнює сумі всіх втрат потужності при польоті вертольота, при цьому з потужності двигуна віднімається потужність, що йде на привід РГ.

Як зазначалося вище, потужність витрачається на подолання профільного опору гвинта при його абсолютному русі, індуктивних витрат на створення тяги, на подолання опору всіх елементів вертольота, які обтікають зовнішнім потоком і в загальному випадку на зміну потенційної і кінетичної енергій.

Для повної потужності можна записати:

$$N_{\Pi} = N_p + N_{вр} + N_i + N_g + N_{кин} \quad (1.99)$$

З огляду на однакову форму записи для всіх видів потужностей, коефіцієнт повної потужності

$$m_{\Pi} = m_p + m_{вр} + m_i + m_g + m_{кин} \quad (1.100)$$

Визначимо окремі складові  $m_{\Pi}$ .

Визначаємо коефіцієнт шкідливої потужності за формулою:

$$m_{вр} = \frac{\Sigma C_x \cdot S}{F_{ом}} \cdot \bar{V}^3 \quad (1.101)$$

де  $\Sigma C_x \cdot S = 1,16$ .

Визначаємо коефіцієнт профільної потужності за формулою:

$$m_p = \frac{1}{4} \cdot \sigma \cdot C_{xp0} \cdot K_p (1 + 5 \cdot \mu^2) \quad (1.102)$$

де  $K_p$  - коефіцієнт впливу форми лопаті.

Визначаємо коефіцієнт індуктивної потужності за формулою:

$$m_i = \frac{I_v}{\chi} C_T \cdot \bar{U}_{icp} \quad (1.103)$$

де  $\bar{U}_{icp}$  - середня по диску індуктивная швидкість.

Для визначення  $\bar{U}_{icp}$  :

$$\text{- обчислюємо } \bar{U}_{iвис} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{\chi}}$$

$$\text{- обчислюємо } \bar{V} = \frac{V}{\omega R}$$

- обчислюємо  $\tilde{V} = \frac{\bar{V}}{U_{i\text{вис}}}$

- обчислюємо  $\bar{U}_{i\text{ср}} = \tilde{U}_i \cdot \bar{U}_{i\text{вис}}$

Після обчислення значень  $m_r$ ,  $m_i$ ,  $i$   $m_{vr}$ ,  $m_g = 0$ ,  $m_{кін} = 0$  визначаємо сумарний коефіцієнт втрат, потім визначаємо потрібну потужність на гвинті:

$$N_{\Pi} = m_{\Pi} \cdot \frac{\rho \cdot (\omega R)^3}{2} \cdot F_{om} \quad (1.104)$$

Наявна потужність(відносно висоти  $\epsilon$  Рис. 1.12-1.19):

$$N_{\text{расн}} = 2 \cdot N_{\text{ном}} \cdot \xi (1 + 0,0005 \cdot V) \cdot A$$

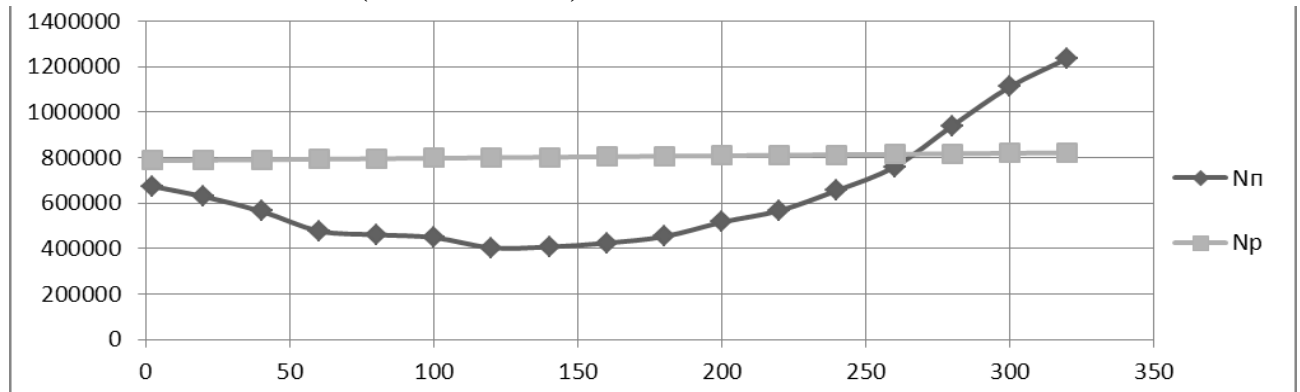


Рисунок 1.12. – Графіки потужності при  $H=0$

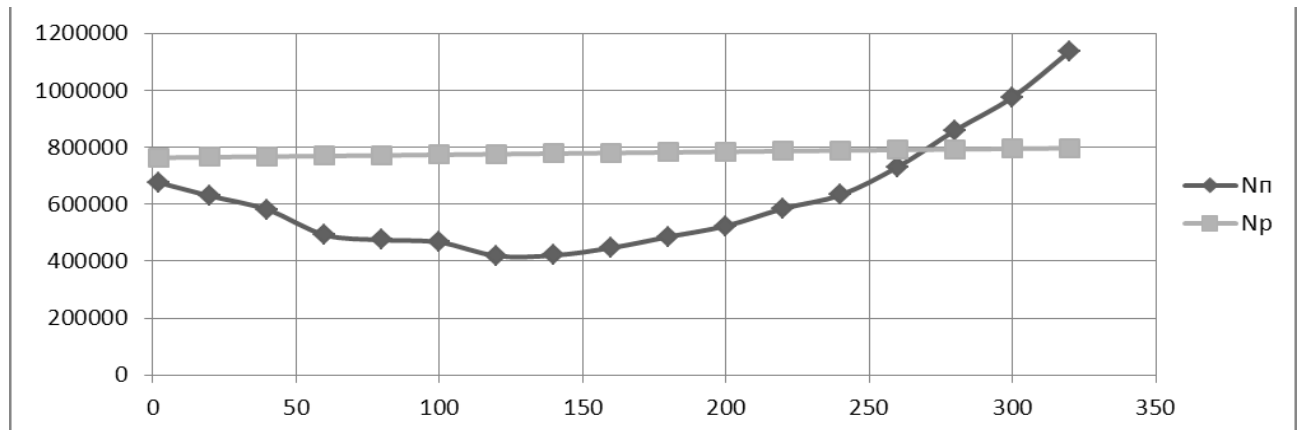


Рисунок 1.13 – Графіки потужності при  $H=500$  м

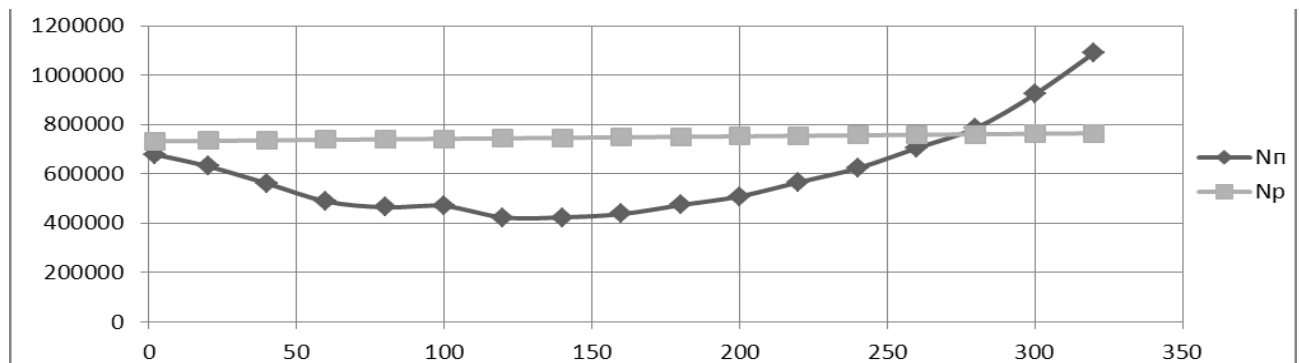
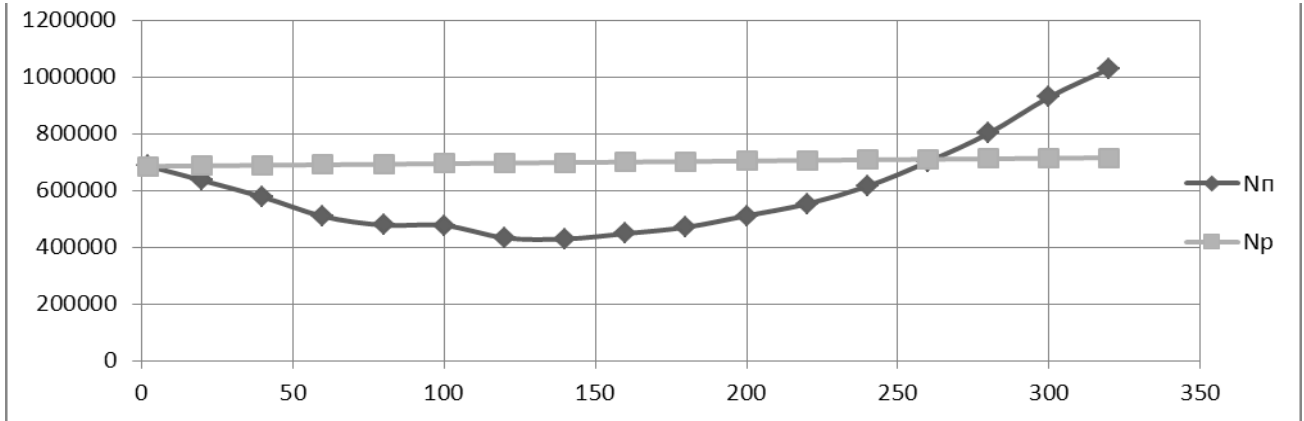
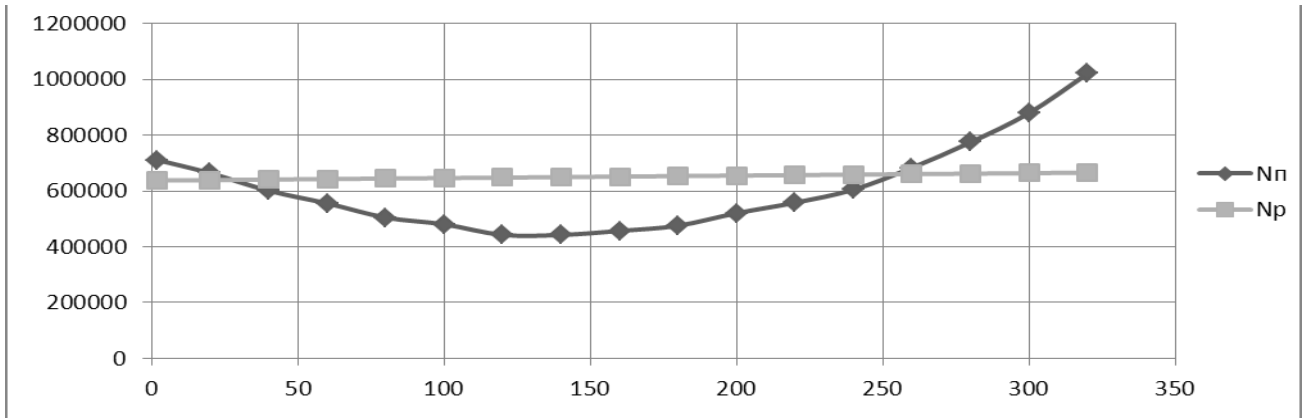
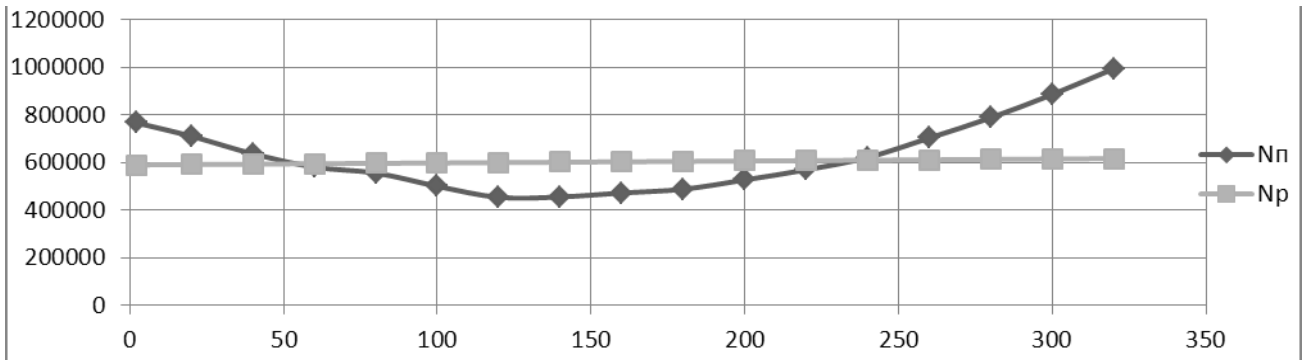
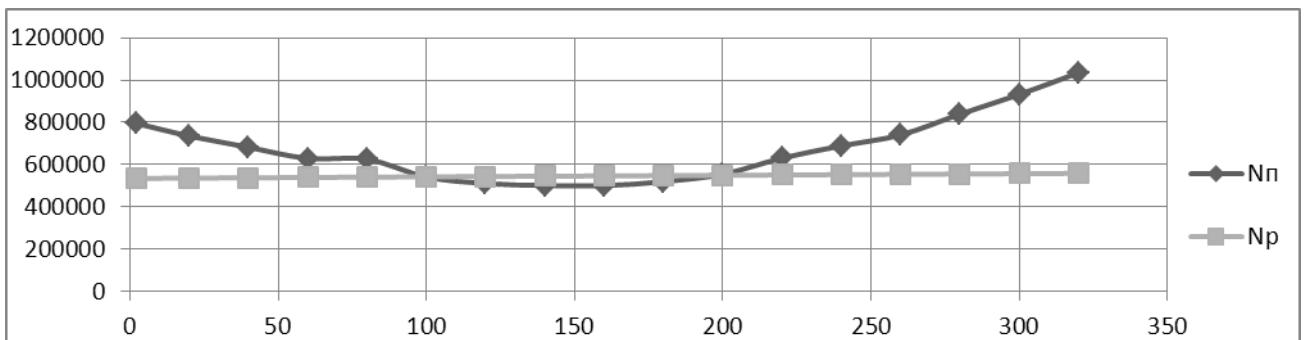
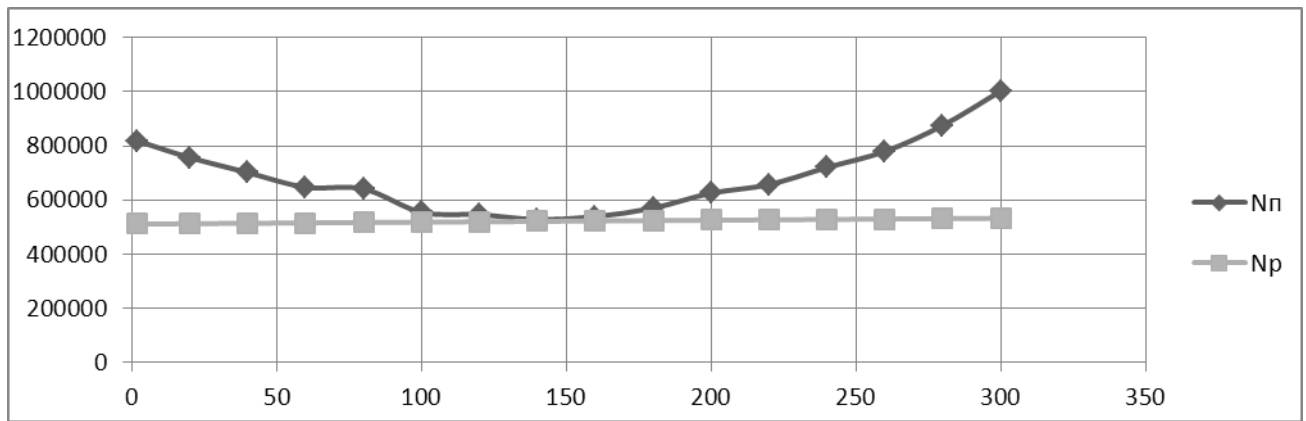


Рисунок 1.14 – Графіки потужності при  $H=1000$  м

Рисунок 1.15 – Графіки потужності при  $H=2000$  мРисунок 1.16 – Графіки потужності при  $H=3000$  мРисунок 1.17 – Графіки потужності при  $H=4000$  мРисунок 1.18 – Графіки потужності при  $H=5000$  м



**Рисунок 1.19 – Графіки потужності при H=6000 м**

Для ряду висот (0 м; 500 м, 1000 м ... 6000 м) обчислюємо значення  $N_{\Pi}$ ,  $N_{Расп}$ , в залежності від швидкості польоту. Результати обчислень заносимо в таблиці наведені в додатку Г.

### 1.2.1.5 Розрахунок припустимих значень висот і швидкостей польоту вертольота.

Розрахунок ЛТХ при вертикальному зльоті проводиться при нульовій швидкості горизонтального польоту. Надлишок розполагаемой потужності над потрібної витрачається збільшення потенційної енергії. Скоропідйомність визначається на кожній висоті з виразу:

$$V_y = \frac{N_{расп} - N_{\Pi}}{mg} \quad (1.105)$$

На цьому режимі використовують злітну потужність. З ростом висоти надлишок потужності зменшується.

Статична стеля - максимальна висота вертикального підйому, на якій  $V_y = 0$ , так ,як  $\Delta N = N_{расп} - N_{\Pi} = 0$

Статична стеля  $H_{см}$  досягається в вертикальному польоті вертольота, і вона нижче, ніж динамічна, яка обумовлена не тільки надлишком тяги, а й зростанням тяги зі швидкістю.

Для досягнення теоретичної стелі необхідно нескінченно великий час, тобто він практично є нереальним, тому вводять статичну практичну стелю  $H_{смпр}$ , на котрій  $V_{ymin} = 0,3 \dots 0,5$  м/с.

Час підйому вертольота з висоти  $H_1$  до висоти  $H_2$ :

$$t_{min} = \int_{H_1}^{H_2} \frac{dH}{V_y} = \Delta H \sum_{i=1}^n \frac{1}{V_y} \quad (1.106)$$

Перетин кривих  $N_{\Pi}$  і  $N_{расп}$  при максимальній потужності дає значення максимальної швидкості. Максимальна швидкопідйомність визначається по максимальному надлишку потужності:

$$V_{y_{max}} = \frac{(N_{расп} - N_{\Pi})_{max}}{mg} \quad (1.107)$$

Максимальна швидкопідйомність практично знаходиться на економічному режимі польоту, тобто  $V_{эк} \rightarrow N_{\Pi min}$ .

При інших значеннях швидкості польоту швидкопідйомність буде нижче. Час підйому до динамічної стелі з поступальною швидкістю визначається аналогічно:

$$t_{min} = \int_0^{H_{дин.пр}} \frac{dH}{V_{y_{max}}} = \Delta H \sum \frac{1}{V_{y_{maxi}}} \quad (1.108)$$

У горизонтальному польоті вся наявна потужність використовується для поступального руху. Починаючи з деякої висоти матимуть місце дві точки перетину кривих, тобто має місце при даній потужності два сталих режиму. На цих висотах немає можливості у вертольота для режиму висіння. Як і в разі статичної стелі, теоретична динамічна стеля не досяжна, тому практична динамічна стеля також відповідає скоропідйомності  $V_{y_{min}} = 0,3...0,5$  м/с.

Для кожної висоти польоту визначається  $\tilde{C}_T = \frac{C_T}{\sigma c_{y_{max}}}$

$c_{y_{max}}$  - береться для  $\bar{r} = 0,7$ . По графіку (Рис. 1.20)  $\tilde{C}_{T_{кр}} = f(M)$  знаходимо  $\mu$ .

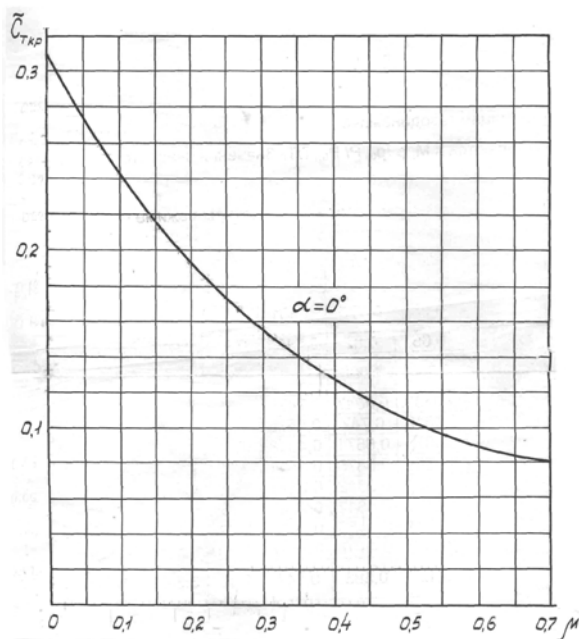


Рисунок 1.20 - Залежність  $\tilde{C}_{T_{кр}}$  від режиму польоту

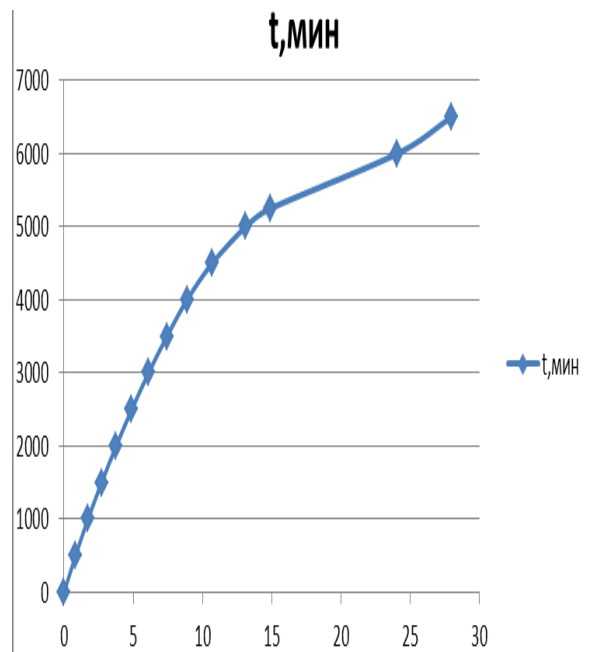


Рисунок 1.21 - Барограма підйому с горизонтальної складової швидкості

$$V_{зпкр} = \frac{\mu}{\cos \alpha_3} \omega R \quad (1.109)$$

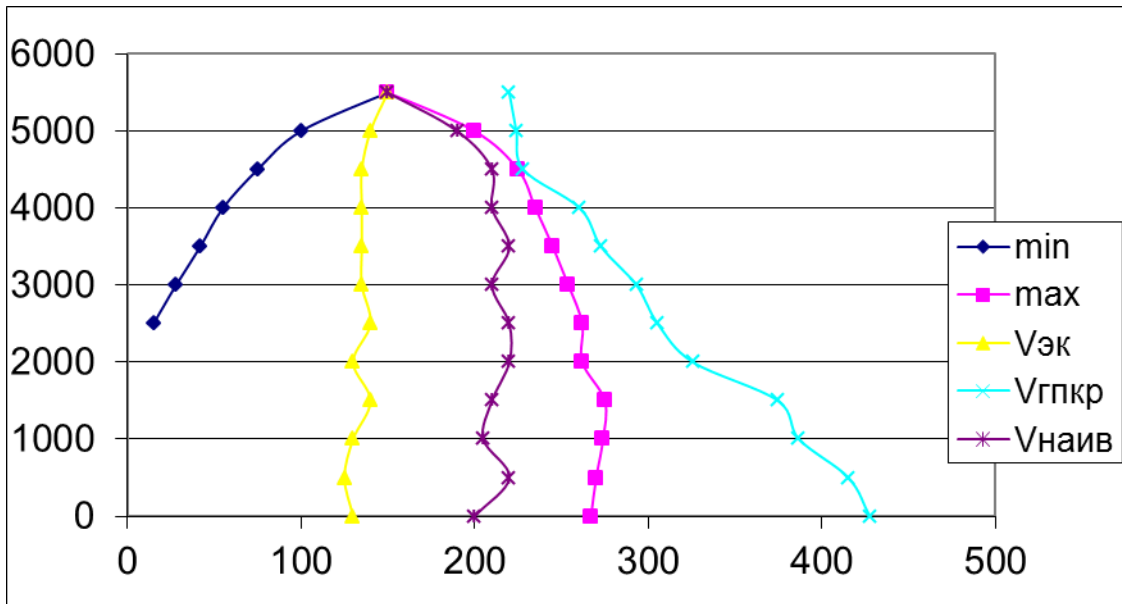


Рисунок 1.22 - Паспорт вертольота

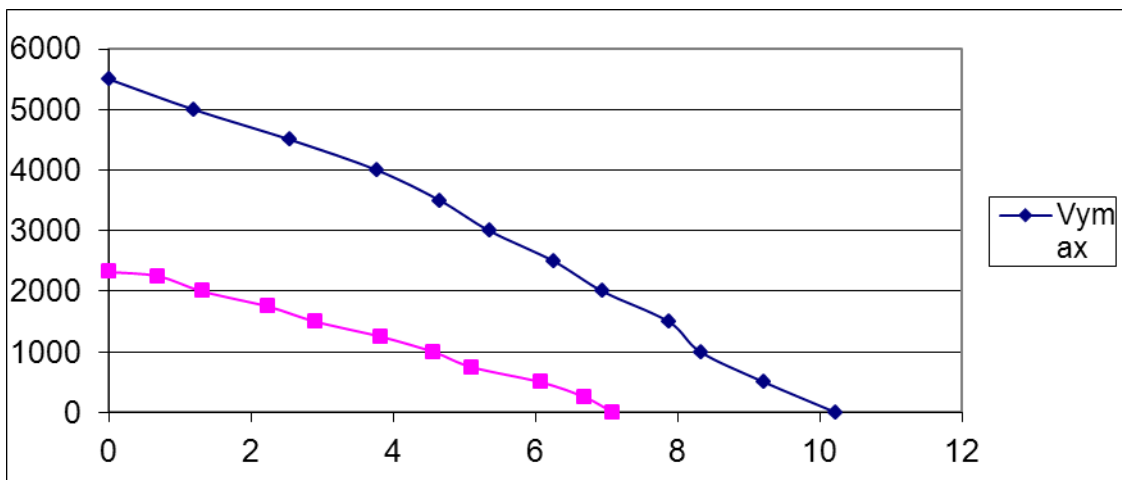


Рисунок 1.23 - Графіки скоропідйомності для осьового режиму і режиму горизонтального польоту

Значення  $V_{зпкр}$  наносяться на діаграму  $H = f(V)$ , що обмежує режими польоту по зриву (Рис. 1.22).

### 1.2.2 Вплив проектних параметрів вертольота на його аеродинамічні і масові характеристики

Теоретично мінімальна  $V_{мін}$  і максимальна  $V_{макс}$  швидкості горизонтального польоту обмежені величиною наявної потужності силової установки. На швидкостях, де потрібна потужність більше наявної

горизонтальний політ вертольота неможливий. Інтервал швидкості від мінімальної до максимальної називається діапазоном швидкостей горизонтального польоту на заданій висоті. Чим більшою наявною потужністю володіє силова установка вертольота, тим більш широкий діапазон швидкостей сталого горизонтального польоту. При зміні польотної ваги, висоти польоту, температури зовнішнього повітря змінюються аеродинамічні сили, що діють на планер, порушується співвідношення між потрібною і наявною потужністю, а відповідно, змінюються і льотні характеристики вертольота.

При збільшенні польотної ваги вертольота  $G$  значно зростає індуктивна складова потужності  $N_{інд}$ , а відповідно, і потрібна для горизонтального польоту сумарна потужність  $N_p$ . Збільшення польотної ваги вертольота впливає на його льотні характеристики наступним чином:

- зменшується максимальна швидкість горизонтального польоту  $V_{макс}$ ;
- незначно зростає економічна  $V_{ек}$  і найвигідніша  $V_{нв}$  швидкості горизонтального польоту;
- зменшується наявний запас потужності  $\Delta N$  при будь-якому значенні поступальної швидкості польоту  $V$ ,
- зменшується інтервал швидкостей, в якому реалізується установлений горизонтальний політ.

Перераховані вище зміни льотних властивостей вертольота необхідно враховувати при виконанні польотів з максимальною злітною вагою.

Льотні характеристики вертольота залежать від висоти польоту, температури і вологості повітря. Ефективна потужність поршньового і газотурбінного двигунів зі збільшенням висоти польоту зменшується. Залежність ефективної потужності двигуна від висоти польоту визначається його висотною характеристикою. Внаслідок цього наявна потужність двигуна  $N_p$  з збільшенням висоти польоту також буде зменшуватися.

З збільшенням висоти польоту вертольота зростає індуктивна складова потужності  $N_{інд}$ , яка обернено пропорційна щільності повітря. Завдяки зростанню індуктивної складової потужності зростає сумарна потрібна потужність  $N_p(V)$  на висині і малих швидкостях польоту. При збільшенні висоти польоту зростає також профільна складова  $N_{проф}$  потрібної потужності, що пов'язано зі збільшенням профільного опору лопатей. Потужність руху  $N_{руху}$  зі збільшенням висоти польоту дещо зменшується, тому що зменшується сила шкідливого опору планера пропорційно падінню щільності повітря.

В результаті зміни  $N_p$  і  $N_r$  з збільшенням висоти польоту можна зробити наступні висновки:

- зростає потрібна потужність на режимах висіння і польоту з малими швидкостями;
- мінімальне значення швидкості горизонтального польоту  $V_{мін}$  зростає;
- незначно збільшується економічна швидкість польоту  $V_{ек}$ ;
- величина найвигіднішої швидкості  $V_{нв}$  зі збільшенням висоти польоту практично не змінюється;
- зменшуються наявні надлишки потужності і діапазон швидкостей установленого горизонтального польоту;



- максимальна швидкість польоту  $V_{\text{макс}}$  зі збільшенням висоти польоту зменшується.

Підвищення температури повітря рівноцінно збільшенню висоти, так як при збільшенні температури зменшується його щільність. Збільшення вологості повітря призводить до зменшення наявної потужності двигуна, а відповідно, до зменшення максимальної швидкості і надлишку потужності.

### **1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання багатоцільового вертольота, який проектується**

Застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD / CAM / CAE сприяє вирішенню завдань на всіх етапах життєвого циклу повітряного судна. Подальший розвиток авіаційної промисловості посприяло створенню багатоцільових вертольотів з широким діапазоном функціональних можливостей [2-6]. Ці літальні апарати відрізняються наступним:

- сучасним технічним і експлуатаційним рівнем розвитку, який досягається на основі нових науково-технічних рішень і винаходів в області аеродинаміки, проектування, конструювання, міцності, вагової досконалості, силової установки, систем, обладнання, матеріалів, технології виробництва і його підготовки, зручності в експлуатації, надійності і безпеки;
- відповідністю сучасним Норм льотної придатності (Авіаційних правил), АПУ 27 і АПУ 29, гармонізованим за структурою і вимогам з FAR (JAR), стандартам якості і перспективним екологічним стандартам;
- високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної уніфікації і спадкоємності з сучасними вертольотами;
- економічною ефективністю;
- застосуванням стратегії технічної експлуатації станом;
- впровадженням інтегрованих технологій проектування, підготовки виробництва, інженерного аналізу, випробувань, сертифікації, інформаційної підтримки життєвого циклу авіаційних комплексів за допомогою систем CAD / CAM / CAE / PLM і ERP.

Метод інтегрованого проектування охоплює проектування та комп'ютерне параметричне тривимірне моделювання (3D-моделі) конструкції літака і вертольота в цілому і окремих її частин. Авіаційна техніка включає в себе безліч деталей, зборок, вузлів і агрегатів, з'єднаних між собою роз'ємними і нероз'ємними сполуками різних типів, від якості проектування і виконання яких залежать вагові, ресурсні, аеродинамічні та інші характеристики повітряного судна.

Інтегроване проектування збірних авіаційних конструкцій можна розділити на наступні етапи:

1. Формування інтегрованого інформаційного середовища, комплексу технічних і програмних засобів для створення проекту повітряного судна, виробничої і експериментальної бази, колективу фахівців.
2. Розробка концепції створення нового повітряного судна або модифікації вже існуючого з застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем проектування CAD / CAM / CAE / PLM.
3. Вибір схеми і загальних параметрів повітряного судна.
4. Розробка параметричної моделі майстер-геометрії повітряного судна з допомогою системи CAD / CAM / CAE / PLM.
5. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати повітряного судна, і навантажень типового польоту, допустимих напружень в регулярній зоні для забезпечення регламентованої довговічності.
6. Інтегроване проектування з'єднань збірних авіаційних конструкцій.
7. Створення аналітичних еталонів збірних авіаційних конструкцій.
8. Розробка конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації.

### **1.3.1. Розробка майстер-геометрії багатоцільового вертольота**

Весь процес моделювання будемо здійснювати в системі Siemens NX.

Siemens NX - це система автоматизованого проектування (САПР). Відмінною особливістю цієї системи є функція "гібридного проектування", тобто це означає, що вона поєднує в собі як поверхневі, так і тверді елементи в одній моделі.

Siemens NX - це інтерактивна система автоматизації проектування і виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю.

До складу конструкторських програм Siemens NX входять інструменти для проектування деталей, роботи зі складками, створення користувацьких конструктивних елементів, проектування листових тел, створення простих і складних поверхонь, підготовки креслень, а також різні модулі для проектування трубопроводів, розробки електричних джгутів, засоби моделювання людини, проектування друкованих плат, розробки прес-форм і штампів.

Siemens NX забезпечує легкість вибору рішення, яке б повністю відповідало на запити і процеси, характерні для користувача. Існує три різні платформи: P1, P2 і P3. Кожна платформа орієнтована на певний рівень потреби клієнтів. Майстер-геометрія даного вертольота була виконана в Siemens NX P2 (платформа 2) це потужна CAD / CAM / CAE - система класу

high-end, що володіє максимальним набором інструментів для ефективної розробки виробів різної складності.

Побудова фюзеляжу, несучих і кермового гвинта, оперення, хвостової балки виконується в модулі Part Design.

Фюзеляж, що несе і рульової гвинти, оперення, хвостова балка будуються за допомогою команди Твердотільний лофт (побудова твердотільного об'єкту методом з'єднання паралельних перетинів різних параметрів).

Майстер-геометрія проєктованого вертольота представлені на Рис. 1.24



**Рисунок 1.24 - Майстер-геометрія багатоцільового вертольота**

### **1.3.2. Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольота.**

Вертоліт одnogвинтової схеми з рульовим гвинтом, двома ТВД. Конструкція виконана з алюмінієво-літєвих сплавів з широким застосуванням титанових сплавів і композиційних матеріалів.

На вертольоті встановлені два двигуни ТВЗ-117. Двигуни встановлюються на стелі перед редуктором. Покриття та захисна обробка зовнішніх поверхонь вертольота, його двигунів і вузлів виконується за діючими нормативами і забезпечує експлуатацію вертольота в різних кліматичних умовах.

Фюзеляж полумонококової конструкції. У носовій частині розміщена кабіна екіпажу, що складається з льотчика та штурмана. Кабіна має центральний прохід, доступ в кабіну здійснюється через двері з лівого борту,

для забезпечення комфортних умов застосована теплозвуко-ізоляційна обробка і встановлена система кондиціонування повітря.

Хвостова балка має плавну поверхню для поліпшення умов навантаження і вивантаження, переходить у велике вертикальне оперення з несиметричним профілем для розвантаження рульового гвинта і регульованим на стоянці стабілізатором.

Шасі колісне, не вбирається.

Несучий гвинт має п'ять лопатів. Лопаті прямокутної форми в плані, мають помірну аеродинамічну крутку. Носок лопаті захищений протикорозійного накладкою з титанового сплаву.

Рульовий гвинт трьохлопатевий, з лопатями прямокутної форми в плані зі склопластику.

Повітрязбірники двигунів забезпечені пилозахисними пристроями і електричними протизаморожувачами. Силова установка має систему автоматичної підтримки обертів несучого гвинта; в разі виходу з ладу одного двигуна система автоматично збільшує потужність другого до надзвичайної, підтримуючи постійні оберти несучого гвинта.

Трансмсія складається з головного редуктора, двох муфт вільного ходу, валів приводу рульового гвинта, хвостового редуктора і редуктора рульового гвинта.

## **Висновки**

1. Виконано статистичне проектування вигляду вертольота; інтегроване проектування майстер-геометрії, конструктивно-силового компонування вертольота; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик вертольота.

2. Сформульовано загальні вимоги до льотно-технічних даних вертольотів для проведення авіаційних будівельно-монтажних робіт і їх спеціального обладнання.

## 2. Експлуатаційний розділ

### 2.1. Вступ

У зв'язку з низкою об'єктивних причин (неможливість забезпечення українських авіапідприємств конкурентними ПСми вітчизняного виробництва, відсутністю в авіапідприємствах значних вільних коштів для прямої закупівлі нових ПС, широким пропозицією на ринку не нових ПС) українські експлуатанти в масовому порядку беруть в лізинг (оренду) закордонні ПС, як правило, випущені від 5 до 10 років назад.

Незважаючи на те, що лідируючі авіакомпанії розвинених країн (США і Європи) намагаються оновлювати свій парк новими ПСми, слід зазначити, що тенденція експлуатації парку старих ПС з вторинного ринку не є збитковою при належній організації всіх аспектів їх експлуатації. Можна навести ряд прикладів, коли зарубіжні авіакомпанії успішно, в тому числі і за фінансовими результатами, експлуатують вікової парк ПС.

Звичайно, при придбанні закордонного ПС в лізинг (оренду) важливе значення має якість первинного аналізу його технічного стану. Також важливим елементом успіху є підбір парку ПС під потреби охоплення маршрутної мережі, а також прагнення до уніфікації парку для розширення наступних можливостей маневру і зниження експлуатаційних витрат.

Однак не менш важливе значення в зв'язку з придбанням українськими авіапідприємствами в великих кількостях зарубіжних ПС має проблема організації їх технічного обслуговування і ремонту (ТОіР).

З придбанням зарубіжних ПС в рамках авіапідприємства, що має парк вітчизняних ПС, доводиться реалізовувати два профілі діяльності, пов'язаної з підтриманням льотної придатності (ЛГ) цих ПС. Для вітчизняних ПС авіапідприємство керується українськими нормами, а для зарубіжних ПС - європейськими або американськими.

Українські, європейські та американські норми, незважаючи на схожість з багатьох питань, мають і принципові відмінності. Відмінності мають місце і в системі ТОіР, перш за все, в рішенні задач формування системи та її інфраструктури, в участі фірм-розробників ПС у вирішенні цих завдань, в забезпеченні технічного сприяння авіапідприємствам з боку фірм-розробників ПС з різних питань їх технічної експлуатації. Відмінності є і в організації процедур видачі та продовження сертифіката ЛГ на екземпляр ПС, в розробці та забезпеченні авіапідприємств експлуатаційно-технічною документацією (ЕТД), в порядку допуску до експлуатації ПС з не усуненими пошкодженнями.

Для організації ТОіР зарубіжних ПС і їх компонентів авіапідприємствам необхідно закуповувати технічну документацію, обладнання, інструмент, запасні частини, матеріали, ремонтувати або будувати ангари та інші виробничі приміщення. Все це вимагає великих коштів.

Незважаючи на значні досягнення в області розробки і експлуатації вертольотів в світі перед творцями і експлуатантами авіаційної техніки,

сьогодні стоїть проблема подальшого підвищення ефективності експлуатації і рівня безпеки польотів. Висока ефективність і безпека польотів повітряних суден (ПС) нерозривно пов'язані один з одним і безпосередньо залежать від властивостей ПС і досконалості авіаційного комплексу у складі, якого вони функціонують. Істотну роль тут грає кваліфікація екіпажа, яка визначається його теоретичною і практичною підготовкою, розумінням динаміки польоту ПС в різних ситуаціях і знанням відповідних інструкцій з його експлуатації, невідкладною вимогою є насамперед висококваліфікований персонал який обслуговує ці ПС

## 2.2. Парк ПС в авіапідприємствах України

### Мі-8МТВ

Вертоліт виконаний за одно гвинтовою схемою з п'яти лопатевим несучим і трилопатевим рульовим гвинтами.

На вертольоті встановлені два турбогвинтові двигуни ТВЗ-117ВМ (ТВЗ-117МТ) із злітною потужністю 2000 к.с. кожен.

Екіпаж вертольота складається з двох пілотів та одного бортмеханіка.

Вертоліт, що має прекрасні льотно-технічні характеристики, може використовуватися в декількох основних варіантах.

Існуючі варіанти вертольота можуть бути обладнані електролебідкою з бортовою стрілою, вантажопідйомністю 150 кг або 300 кг.

За наявності поліспасту у вантажну кабіну можна зтягувати колісні вантажі масою до 3000 кг.

Для перельотів на великі відстані передбачено встановлення у вантажній кабіні одного або двох додаткових паливних баків.

Основні льотно-технічні характеристики вертольота:

- Максимальна злітна маса 13000 кг
- Маса порожнього вертольота (пасажирський варіант 7085 кг
- Маса спорядженого вертольота 7523 кг
- Максимальна швидкість польоту (приладом) 250 км/год
- Крейсерська швидкість польоту (приладом) 220 км/год
- Максимальна висота польоту 6000 м
- Статична стеля 3980 м
- Дальність польоту (з повною заправкою) до 950 км.

Основні варіанти вертольоту:

Транспортний варіант:

Перевезення вантажів до 4000 кг;

Перевезення пасажирів (24 особи);

Перевезення вантажів на зовнішній підвісі (3000 ... 5000 кг).

Пасажи́рський ва́ріант (МІ-8АМТ(Рисунок 2.1), МІ-171, МІ-172) (26 пасажирів);  
 Вертоліт-салон (до 11 пасажирів);  
 Санітарний ва́ріант (перевезення 12 лежачих хворих та одного супроводжуючого медпрацівника);  
 Військовий ва́ріант



**Рисунок – 2.1**

### **Багатоцільовий середній вертоліт S – 92**

У 1990 році фірма Sikorsky почала розробку середнього багатоцільового і транспортного вертольота нового покоління S-92(Рис. 2.2), який зміг би замінити сімейство широко поширених вертольотів S-70 і успішно конкурувати з новими розробляються в Європі вертольотами NH-90. Для прискорення і здешевлення розробки і збереження наступності розвитку на вертольоті S-92 було вирішено використовувати багато елементів конструкції і системи вертольотів S-70.

Вертоліт було вирішено розробляти в двох варіантах: цивільному і військовому з максимальною спільністю конструкції і систем. У 1992 році було побудовано два макети вертольота - в цивільному і військовому варіантах, які неодноразово демонструвалися на різних міжнародних авіакосмічних виставках, починаючи з виставки в Фарнборо в 1992 році, для залучення уваги потенційних покупців і учасників розробки.

У 1995 році на авіакосмічній виставці в Парижі було досягнуто згоди про спільну розробку вертольота з японською фірмою "Міцубісі", китайської вертолітної групою "Джіндерчен", бразильської фірмою "Ембраер", іспанською фірмою "Гамезо" і тайванської фірмою "Аероспейс". Розробку обладнання повинні здійснювати відомі фірми "ГЕС-Марконі", "Гамільтон Стандарт" і "Паркер Берта". Буде побудовано 5 досвідчених вертольотів, два цивільних і три військових, які здійснять перші польоти в 1998 році і будуть сертифіковані за американськими і європейськими нормами в 2000 році. Загальна вартість

програми розробки оцінюється в 600 млн доларів, ціна вертольота складе 14 млн доларів, вартість льотної години - 2500 доларів. Аналіз світового ринку показує, що в 2000-2019гг. може бути продано більше 5000 вертольотів S-92, які будуть проводитися в двох основних варіантах:

S-92C "Helibus" - цивільний пасажирський і транспортний вертоліт для перевезення пасажирів на різних маршрутах, вантажних перевезень, пошуку і порятунку, адміністративних перевезень, а також для обслуговування бурових вишок;

S-92IU (International Utility) - багатоцільовий військово-транспортний вертоліт для збройних сил США та інших країн; повинен стати основним "міжнародним" вертольотом такого класу.

Вертоліт виконаний за одногвинтовою схемою, з рульовим гвинтом, двома ВМД і трьохопорним шасі. За розмірами вертоліт S-92 лише трохи більше вертольота S-70, зате має значно більшу за габаритами вантажопасажирську кабіну з заднім вантажним люком і відрізняється більш високою вантажопідйомністю та кращими льотними характеристиками.

Фюзеляж має каркасну конструкцію з алюмінієвих сплавів з широким застосуванням КМ (до 40% маси конструкції). У носовій частині розміщена двомісна кабіна екіпажу з великою площею скління і меншою за розмірами, ніж на вертольоті S-70, для поліпшення огляду екіпажу, приладової дошки з чотирма багатофункціональними, на рідких кристалах дисплеями. Вантажопасажирська кабіна об'ємом 16.88м<sup>3</sup> має ширину 2.01м, висоту 1.83м і довжину 5.66м, яка може бути значно збільшена для перевезення довгомірних вантажів за рахунок використання вільного об'єму біля вантажного люка; на цивільному вертольоті S-92C цей обсяг (3.11м<sup>3</sup>) використовується для розміщення багажу. У кабіні може розміщуватися 19 пасажирів з багажем, або 22 десантника з озброєнням, або 3 стандартних вантажні контейнери LD-3, що завантажуються через задню вантажну рампу. Вертоліт S-92C може бути переобладнаний в адміністративний, з салонами першого класу для 4 пасажирів і другого класу для 6 пасажирів, буфетом і туалетом.

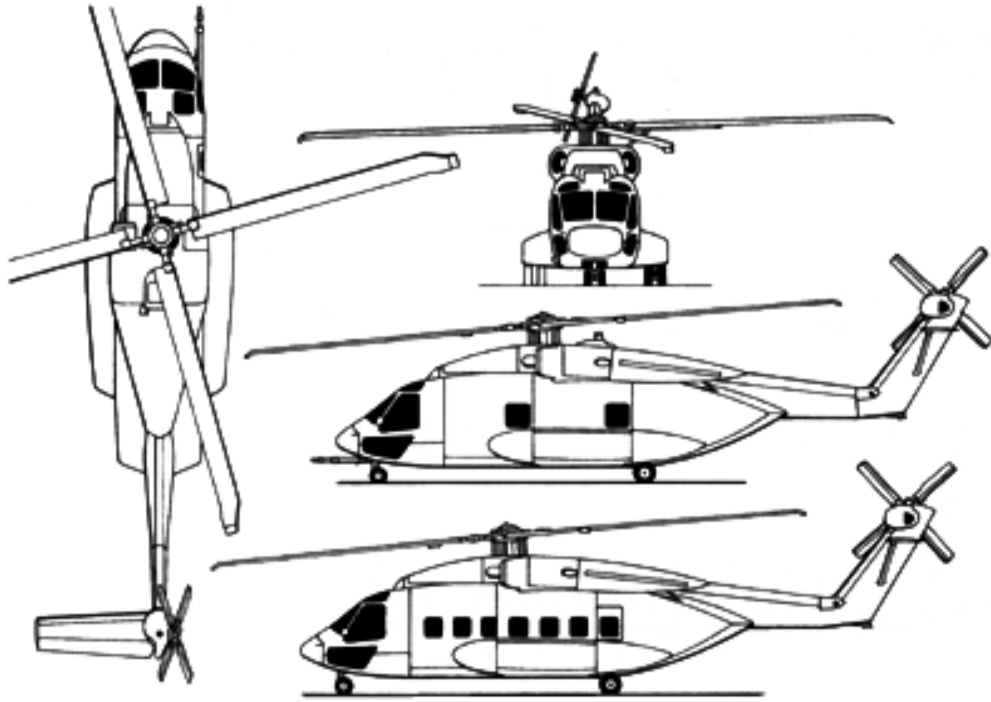
У пасажирському варіанті кабіна має по 7 вікон з кожного борту і двері з правого борту в кінці кабіни над обтічником; кабіна військово-транспортного варіанту має по три великих вікна з кожного борту і велику зсувні двері з правого борту, перед обтічником з опускається на землю трапом; на вікнах є вузли для кріплення озброєння, а на підлозі - вузли для кріплення вантажів і роликові опори; для полегшення навантаження спорядження в кабіну є вантажна лебідка, а для перевезення вантажів на зовнішній підвісці - гак, розрахований на зусилля 4535кг.

З боків фюзеляжу є великі обтічники, в яких розміщуються паливні баки і головні опори шасі.

Хвостова балка овалового перетину переходить на кінці в стреловидное вертикальне оперення, на якому справа встановлений під кутом рульової гвинт, а зліва - горизонтальне оперення трапецієподібної форми в плані, підтримуване підкосом.



Шасі забирається, трьохопорне, з носовою опорою і здвоєними колесами на всіх опорах, як на вертольоті S-65; носова опора забирається вперед, в відсік під фюзеляжем, а головні - назад, в бічні обтічники, для зручності навантаження і вивантаження довжина амортизаційних стійок опор може змінюватися, забезпечуючи зменшення висоти вертольота на стоянці. Колія шасі 3.43м, база шасі 5.79м.



**Рисунок 2.2 – Загальний вигляд вертольота S – 92**

### **Багатоцільовий середній вертоліт EC725**

На базі вертольота AS 532U2/A2 Cougar Mk.II(Рис. 2.3) фірмою Eurocopter був створений модернізований варіант, що отримав позначення EC 725 Cougar Mk.II +. Роботи над новим варіантом були розпочаті в 1999 році, після того як з'ясувалося, що характеристики Cougar Mk. II не дозволяють ефективно вирішувати пошуково-рятувальні завдання. Дослідний зразок вертольота зробив свій перший політ продовжився 50 хвилин в листопаді 2000 року. 15 січня 2001 року відбулася презентація нового вертольота, який отримав позначення EC 725. У березні 2003 року відбулися оціночні випробування. Ухвалення на озброєння французької армії почалося в 2003 році. Всього до 2015 року Франція планує закупити 14 вертольотів.

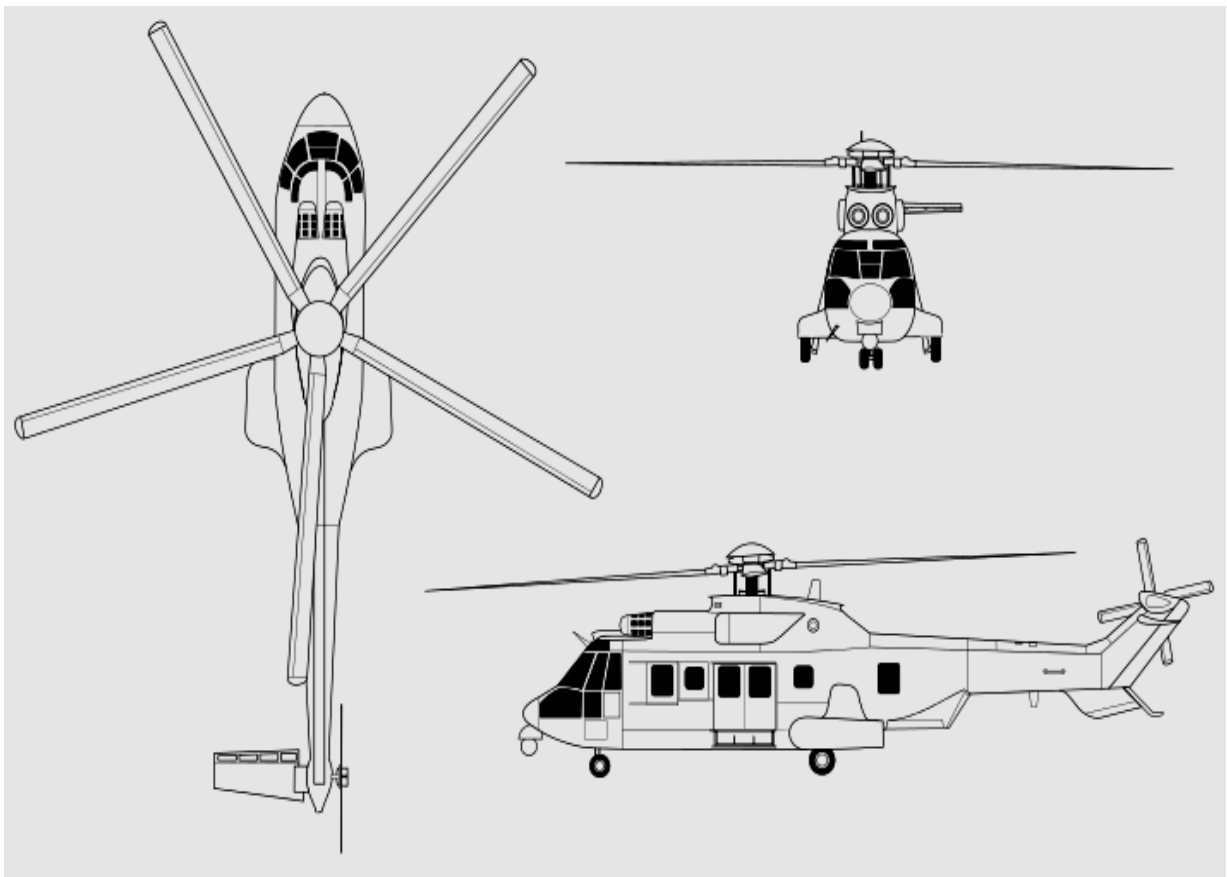
Новий вертоліт оснастили п'яти лопатним гвинтом з новими склопластиковими лопатями і еластомірними сферичним підшипниками. Через встановлення більш потужних турбованих двигунів Makila 1A4 фірми Turbomeca (потужність по 2413 к.с., що на 14% вище, ніж двигуни на вертольоті Cougar Mk.II) конструкцію головного редуктора посилили. Двигуни забезпечені цифровою системою керування з дворазовим резервуванням і

системою самоконтролю. Максимальна злітна вага зросла до 11000 кг, а корисне навантаження до 5700 кг.

До складу обладнання включено новий автопілот. У кабіні змонтовані шість рідкокристалічних багатофункціональних індикаторів. Передбачена можливість установки системи дозаправки в повітрі.

Для вирішення бойових пошуково-рятувальних завдань вертоліт має спеціалізоване обладнання, озброєння і системи протидії. ЕС 725 може бути озброєний 1 20-мм гарматою з боєкомплектom 960 снарядів або 2 кулеметами АА 762 NF1 калібру 7,62-мм або 2 блоками НУРС або 2 підвісними гарматними контейнерами 20-мм.

Екіпаж ЕС 725 - двоє людей. Корисне навантаження - до 29 солдатів або 12 носилок і 4 сидячих місця. У варіанті підвищеної комфортабельності 8-12 чоловік. Крейсерська швидкість польоту на висоті 1000 метрів при злітній вазі 9750 кг складає 296 км / ч. Перегоночна дальність польоту 1400 км. Радіус дії при пошуково-рятувальній операції до 500 км.



**Рисунок 2.3. – Загальний вигляд вертольота ЕС.725**

### **Транспортний середній вертоліт AS.321**

Вертоліт SA.321 "Super Frelon"(Рис. 2.4) є розвитком відомого вертольота SE3200 "Frelon", побудованого в 1959 році і має силову установку з трьох ВМД, що забезпечує більшу безпеку при виході з ладу одного ВМД і можливість

крейсерського польоту з двома ВМД, що працюють на оптимальному режимі, для зменшення витрати палива. Перший дослідний вертоліт SA.321, в військово-транспортному варіанті, здійснив перший політ в грудні 1962 року. Другий досвідчений вертоліт, в протичовновому варіанті, здійснив перший політ в 1963 році. Серійне виробництво розпочато в 1965 році. Вертоліт випускався в трьох варіантах: AS.321G - протичовновий палубний вертоліт для флоту з поплавковим шасі; має екіпаж із п'яти людина; забезпечений пошуковим обладнанням і протичовновим озброєнням; AS.321J - військово-транспортний вертоліт з колісним шасі. Може перевозити 27-30 десантників або 15 поранених на носилках або вантажі масою 4т в кабіні і 5т на підвісці; AS.321F - пасажирський вертоліт зі збільшеною кабіною для перевезення 34-37 пасажирів.

Перший політ здійснений в 1967р. і був сертифікований в 1969 р. Побудовано 15 вертольотів. Всього побудовано 97 вертольотів AS.321 всіх модифікацій. AS.321G проводився за ліцензією в Китаї в 1989-1994гг. під позначенням Z-8. Поставлено 7 вертольотів Z-8 для флоту КНР.

**КОНСТРУКЦІЯ.**

Вертоліт одно гвинтової схеми, з рульовим гвинтом, трьома ВМД і трьохопорним шасі. Фюзеляж суцільнометалевий, типу полумонокок. Нижня частина має килеватість і вилиці, виконана водонепроникною для забезпечення посадки на воду. Кабіна екіпажу двомісна. Вантажна кабіна розміром 7 x 1.83 x 1.9м і обсягом 2.89м<sup>3</sup> має задній люк з вантажною рампою (1.9 x 1.9м) з гідрокеруванням. У передній частині кабіни праворуч знаходиться зсувні двері. У протичовновому варіанті хвостова балка складається під час стоянки. З правого боку хвостової балки кріпиться стабілізатор. Маса вантажу, що перевозиться на зовнішній підвісці, близько 5000кг. Шасі не вбирається, трьохопорне, зі здвоєними носовими і головними колесами. Головні опори шасі забезпечені рідинно-газовими амортизаторами.

На варіанті AS.321G передбачено зміну довжини амортизаторів з метою зменшення висоти вертольота під час стоянки. На колесах головних опор встановлені дискові гальма з гідравлічним приводом, тиск в пневматиках 0.68МПа, але можуть встановлюватися пневматики з меншим тиском 0.34МПа. База шасі 6.58м, колія 4.3м. У морському варіанті головні опори забезпечені поплавками. Несучий гвинт шестилопатеви, з шарнірним кріпленням лопатей. Лопаті суцільнометалеві, прямокутної форми в плані, що складаються в протичовновому варіанті. Порожній лонжерон, виконаний з легкого сплаву, має форму носка профілю; до задньої частини лонжерона приклеюються відсіки. Хорда лопаті 0.54м, профіль НАСА 0012, крутка -5 ° 50 '. Окружна швидкість кінців, лопатей 204 м/с. Є система для виявлення тріщин за допомогою датчиків на лопатях, передбачена установка гальма несучого гвинта. Рульовий гвинт діаметром 4м, п'ятилопатеви, має горизонтальні і осьові шарніри. Змащення втулки здійснюється за допомогою центрального змащувачого пристрою. Лопаті металеві і мають таку ж конструкцію, як лопаті несучого гвинта. Хорда лопаті 0.3м, окружна швидкість кінців лопатей 208 м/с.

Силова установка. Три двигуна розташовані горизонтально над фюзеляжем: два встановлені перед редуктором несучого гвинта, мають осьові повітрязбірники, а третій, встановлений за редуктором несучого гвинта, має бічний повітрязбірник. Запуск, система харчування, мастило і вентиляція кожного двигуна автономні. Маса обладнаного двигуна 297кг. Трансмсія складається з чотирьохступінчастого головного редуктора, редукторів двигунів, проміжного редуктора рульового гвинта і сполучних валів. Головний редуктор розрахований на передачу потужності 3000кВт. Велика ступінь редукції (1: 29) досягається за допомогою планетарної системи гелікоїдальних шестерень, спіральньо-конічних зацеплень і двоступеневого епіціклоїдального зачеплення з дев'ятьма проміжними шестернями. Від редуктора забезпечується привід масляних і гідравлічних насосів, вентилятора, генератора змінного струму та інших агрегатів; маса головного редуктора з усіма агрегатами 750кг. Передача потужності в 370кВт на кермовий гвинт здійснюється за допомогою тонкостінного вала великого діаметра, розділеного на шість секцій і спирається на п'ять плаваючих самозмащувальних підшипників. Паливна система складається з трьох м'яких паливних баків загальною ємністю 4000л, розташованих під підлогою в центральній частині фюзеляжу. Передбачена автономна система харчування кожного двигуна з можливістю взаємозамінності цих систем. Заправка паливом здійснюється або самопливом, або під тиском насосом продуктивністю 4000л / ч.



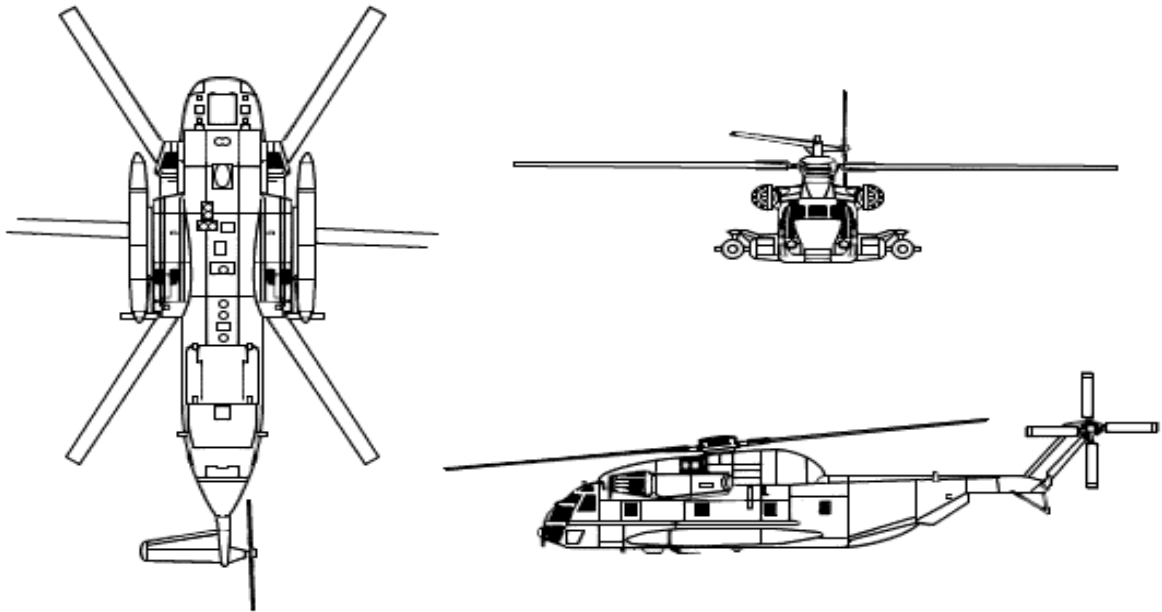
**Рисунок 2.4 – Загальний вигляд вертольота AS.321**

### **Транспортний середній вертоліт S – 65**

SH-53 Sea Stallion (Рис. 2.5)- важкий транспортний вертоліт. Побудований компанією «Sikorsky Aero Engineering Corporation». Вперше піднявся в повітря

14 жовтня 1964 р Постачання почалися в вересні 1965 г. Усього було побудовано 522 вертольота всіх модифікацій (412 в США і 110 за ліцензією в Німеччині).

5 травня 2014 року компанією «Sikorsky Aero Engineering Corporation» представлена нова модифікація вертольота CH-53K "King Stallion"



**Рисунок 2.5 – Загальний вигляд вертольота S – 65**

### **2.3. Експлуатація парку зарубіжних ПС**

Говорячи про технічне обслуговування зарубіжних ПС, що експлуатуються в українських авіапідприємствах, слід коротко ознайомитися з основними характеристиками деяких з них, які займають помітне місце в парку ПС України.

Незважаючи на очевидні переваги експлуатації зарубіжних ПС, українські авіапідприємства стикаються з цілою низкою проблем, головна з яких - необхідність якісного та економічно ефективного технічного обслуговування і ремонту цих ПС при фактичній відсутності в Україні необхідної для цього інфраструктури. Серед проблемних питань слід також відзначити перепідготовку льотного складу та навчання інженерно-технічного персоналу.

В даний час в українських авіапідприємств є три варіанти дій: а) віддати всі турботи про ТОіР ПС на аутсорсинг - в спеціалізовані технічні центри, які пропонують комплексні рішення; б) інвестувати значні кошти в розвиток власних технічних центрів і створення власної інфраструктури; в) використовувати поєднання власних ресурсів і аутсорсингу. Згідно зі світовою статистикою, на аутсорсинг припадає близько 50% важких форм ТОіР ПС, 75% - ТОіР двигунів, 77% - ТОіР компонентів.

На думку експертів, незалежно від того, який сценарій обере авіапідприємство, при вирішенні проблем ТОіР першочергове значення для

нього в будь-якому випадку має наявність стратегічного партнера, який буде не тільки обслуговувати і ремонтувати літаки, а й надавати консалтингові послуги - при плануванні парку, навчанні персоналу і навіть при відкритті авіакомпанією власної технічної бази.

Справедливості заради слід зазначити, що доступ сторонніх авіакомпаній до власних технічних баз інших авіаперевізників обмежується ні в якому разі не штучним шляхом - на ринку реально домінують принципи добросовісної конкуренції. Ключовий фактор при проведенні ТОіР - планування, від точності і ефективності якого залежить, скільки часу літак проведе на землі. Чим менше, тим краще - адже літак приносить гроші, тільки перебуваючи в небі. Зрозуміло, при плануванні своєї роботи провайдери, афілійовані з авіакомпаніями, віддають пріоритет власним парком, і інші клієнти отримують досить обмежений вибір слотів.

Набагато більш гнучкими є незалежні провайдери, для яких ТОіР є основною і єдиною спеціалізацією, - вони надають комплексний пакет послуг, пропонуючи індивідуальні настройки для кожного клієнта, в залежності від його потреб і особливостей бізнес-моделі. Аутсорсинг всіх, або частини напрямків ТОіР, дозволяє авіаперевізникам ефективно планувати графік обслуговування парку та в кінцевому підсумку мінімізувати витрати. Саме в незалежних технічних центрах проводять складні форми ТОіР своїх зарубіжних ПС більшість російських авіапідприємств.

В даний час безумовними лідерами на ринку незалежних світових провайдерів ТОіР, які обслуговують російські авіакомпанії, є LufthansaTechnik, литовська FLTechnics, угорська Aeroplex, бельгійська Sabena, турецька MNG - Technic, казахстанський АТЦ

Найкраще співвідношення ціни і якості пропонують європейські провайдери Lufthansa Technik, Aeroplex і FL Technics. Литовська FL Technics працює відповідно до стандартів ЄС, але, будучи новачком в Євросоюзі і будучи розташованою на території пострадянського простору, утримує вартість своїх послуг на рівні нижче середньоєвропейського. Саме в Литві вже протягом декількох років обслуговує свій парк ПС типу Боїнг-737 авіакомпанія "Трансаеро". Маючи в експлуатації великий парк зарубіжних ПС в Україні необхідно створювати власні центри технічного обслуговування. На жаль, це завдання не з легких. На думку західних експертів на сьогодні таке рішення поки не прийнято і навряд чи буде прийнято найближчим часом. Це завдання має вирішуватися в сукупності різних факторів, таких як: попит на послуги, наявність сприятливого клімату для технічних центрів і для російських авіапідприємств, обсяг і складність подолання адміністративних бар'єрів, собівартість ТОіР.

Ключова проблема українських незалежних провайдерів - нестача і висока вартість кваліфікованих фахівців, а також специфіка митного законодавства, яке значно ускладнює процедуру ввезення в країну запасних частин і витратних матеріалів. У сукупності ці фактори можуть призводити до затримок у виконанні робіт, що є неприйнятним для авіаперевізників, які прагнуть мінімізувати витрати і забезпечити якомога більше годин нальоту своїх ПС.

## 2.4. Види і форми технічного обслуговування ПС

Технічне обслуговування (ТО) має за мету підтримку в експлуатації необхідного рівня льотної придатності (ЛП) ПС. У документах ІКАО (поправка 102 додатка А-8), прийнятих на 189 сесії Ради ІКАО в 2010 р., Підтримку ЛП визначено, як «комплекс заходів, за допомогою яких забезпечується відповідність усіх ПС чинним вимогам льотної придатності і їх підтримка відповідно, необхідному для безпечної експлуатації протягом експлуатаційного строку служби».

Підтримка ПС відповідно, необхідному для безпечної експлуатації, забезпечується підтримкою його експлуатаційно-технічних характеристик (етх), закладених при проектуванні і створенні авіаційної техніки (АТ). Основним інструментом підтримки етх і основним керуючим впливом на технічний стан компонентів ПС є організація і виконання ТО. Це завдання вирішується за допомогою виконання видів і форм ТО, принципи структурної побудови яких визначаються етх ПС.

Під виглядом ТО розуміють технічне обслуговування, що виділяється по якомусь відмітною ознакою; під формою ТО - певний комплекс робіт даного виду. Роботи, необхідні для підтримки ЛП в процесі експлуатації ПС (моніторинг безпеки, його ТО і модифікацій), підлягають виконанню відповідно до вказівок, що містяться в документації з технічної експлуатації.

Для ПС іноземного виробництва структура ТО формується на підставі принципів підтримки ЛП відповідно до авіаційним законодавством і вимогами виробників АТ. Розрізняють «легкі» та «важкі» форми ТО. До «легким» формам відносять щоденний (daily), А- і В-check. «Важкі» форми - С-D-check вимагають, щоб ТО виконувалося в спеціально обладнаному ангарі, при цьому літак на час виконання робіт виводиться з розкладу.

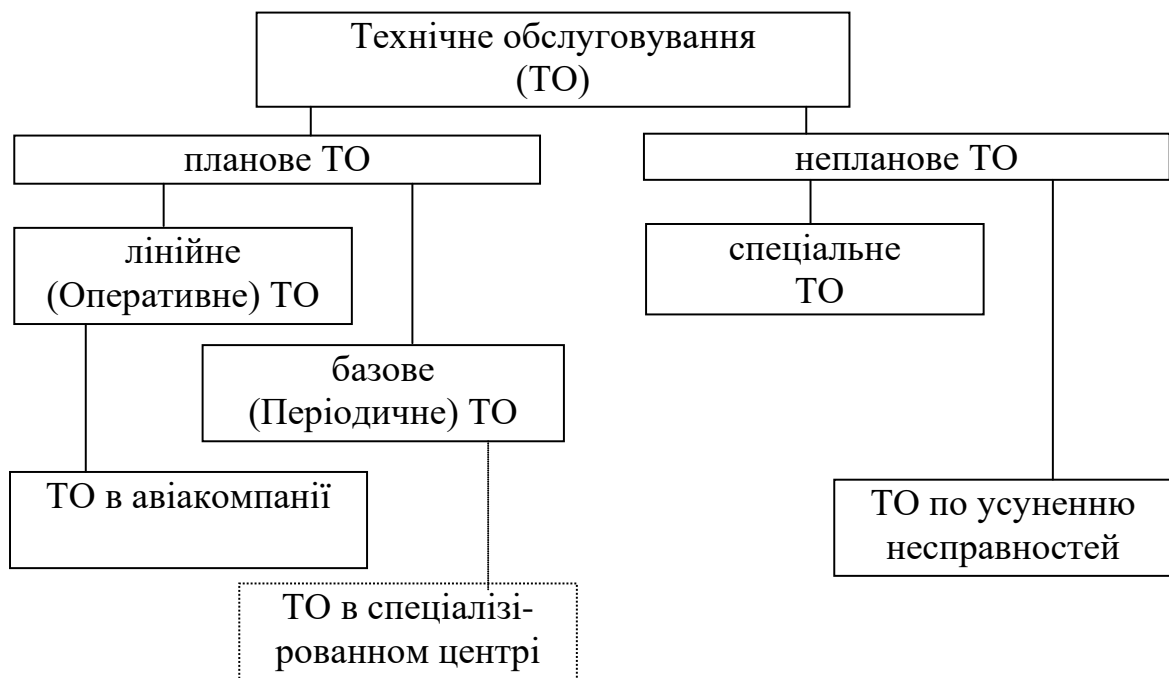


Рисунок 2.6

В цілому, аналогічно вітчизняній системі ТО, практикується пірамідальна виконання форм ТО зі зростаючою трудомісткістю і збільшенням обсягу робіт. Характеристики ТО ПС Ан-148 (табл. 2.8) розроблено з урахуванням наступного: реалізовані в конструкції вимоги по експлуатаційної технологічності планера, двигунів і систем; встановлений на літаку комплекс засобів експлуатаційного контролю на базі міжнародних стандартів; застосовані стандартні, в тому числі західні засоби наземного обслуговування; програма ТО, експлуатаційна документація розроблялися на основі міжнародних рекомендацій ATA 100, AE CMA 1000 D, AC-121-22A, ACS 25.1581, SARMMEL / MEL, SAR-OPS 1.045.

При формуванні видів і форм ТО, крім основних цільових функцій (підтримання ЛГ і етх компонентів ПС, закладених при створенні) необхідно розглядати такі вимоги: забезпечення високої інтенсивності польотів, регулярності вильотів і низьких експлуатаційних витрат. Сьогодні, при жорсткій конкуренції авіакомпаній-експлуатантів та організацій, що виконують ТО ПС, витрати на організацію і проведення ТО грають важливу роль.

Видно, що основна частка - трудовитрати на ТО і ремонт (відновлення) демонтованого обладнання і двигунів, при цьому слід враховувати, що при однаковій структурі ТО, трудомісткість і тривалість виконання форм ТО варіюється в різних авіакомпаніях-експлуатанта.

Ще один важливий показник - вартісні витрати на ТО ПС. Аналіз цього показника повинен враховувати безліч організаційних і техніко-економічних факторів як в експлуатації, так і на ринку авіаперевезень в цілому. В середньому питома вартість ТО зарубіжних ПС -  $200 \div 300$  \$ / год для близькомагістральних ПС і  $1400 \div 1500$  \$ / год для Б-747, ДС-10, А-320. Вартість робіт по ТО варіюється в різних країнах. Так, для Б-747 при виконанні форми D: 4 млн. \$ (США); 1,2 млн. \$ (Сінгапурська компанія SIA).

Цікаво порівняння структури загальних витрат на ТО зарубіжних і вітчизняних ПС ГА

Під системою ТОіР розуміється комплекс взаємопов'язаних між собою конструкторських, технологічних, технічних і організаційних заходів, що здійснюються на різних етапах життєвого циклу ПС для підтримки і відновлення працездатності і справності функціональних груп і систем при експлуатації.

Основним призначенням системи ТОіР є підтримка льотної придатності ПС в процесі тривалої експлуатації, забезпечення справності парку ПС і умов для його ефективного використання за призначенням.

ТОіР як система являє собою сукупність взаємопов'язаних ланок - складових частин: об'єкта ТОіР, виробничо-технічної бази, засобів ТОіР, інженерно-технічного персоналу (ІТП), програми ТОіР і експлуатаційно-технічної документації (ЕТД) (рис. 2.7).

Довершеність системи ТОіР визначається перш за все тим, наскільки чітко і повно забезпечується взаємозв'язок і взаємодія між усіма складовими частинами системи, а також тісністю зв'язку, яка з її допомогою забезпечується



між об'єктивно існуючими процесами пошкоджуваності конструкцій (руйнівними процесами) при експлуатації і процесами підтримки та відновлення їх працездатності. Чим тісніше зв'язок, тим досконаліше система ТОіР.

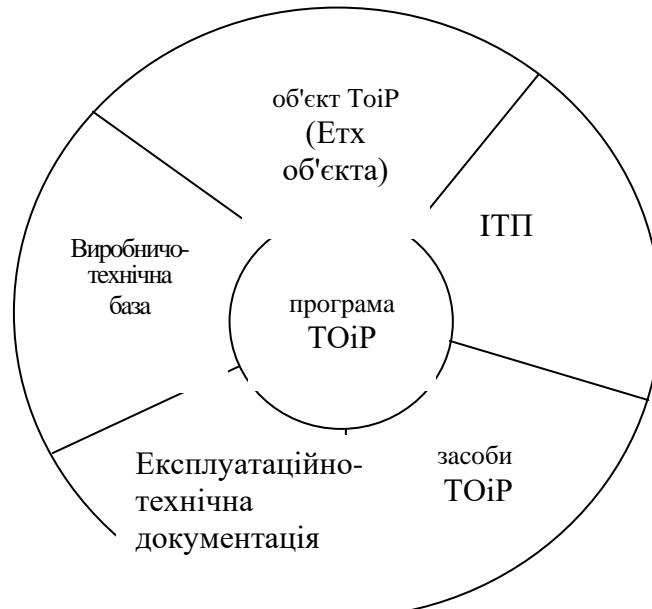


Рисунок 2.7 Структура ТОіР

Центральне місце в системі ТОіР займає програма ТОіР - основний документ, що містить сукупність головних принципів і прийнятих розробником правил і рішень щодо застосування найбільш ефективних методів і режимів ТОіР, реалізованих в конструкції об'єктів при їх проектуванні і виготовленні і в експлуатаційній документації з урахуванням заданих вимог і умов використання ПС.

Програма відображає прийняту стратегію ТОіР ПС в цілому, його функціональних систем і виробів і виконує роль цементуючого матеріалу, що з'єднує воєдино для досягнення поставленої мети всі ланки системи ТОіР, а також її інфраструктуру, що включає всі види забезпечення: матеріально-технічного, інформаційного, організаційно-правового, кадрового, метрологічного та ін. В свою чергу програма ТОіР відображає властивості об'єкта ТОіР.

Під об'єктом ТОіР розуміються компоненти або їх сукупність, що характеризуються потребою в проведенні певних робіт з підтримки (відновлення) справності або працездатності в тому чи іншому стані процесу технічної експлуатації і прістосованості виконання даних робіт.

Потреба об'єкта в ТОіР і його пристосованість до ТОіР визначаються сукупністю експлуатаційно-технічних характеристик (етх) конструкції об'єкта.

Досягнутий при створенні ПС рівень етх конструкції визначає зміст програми ТОіР, її прогресивність.

З етх об'єкта і програмою тісно пов'язані і інші складові частини системи ТОіР, а саме: ЕТД, що поставляється з літаком; кошти ТОіР; інженерно-технічний персонал; виробничо-технічна база.

Система ТОіР будується на основі наступних принципів: дотримання суворої плановості при проведенні форм ТОіР; своєчасного попередження відмов функціональних систем і їх найбільш важливих компонентів; забезпечення економічності технічної експлуатації.

Під принципом плановості системи ТОіР розуміється дотримання насамперед встановленої періодичності відходу ПС на ту чи іншу форму ТОіР, а також обсягів частини стандартних регламентних операцій і операцій з технічного діагностування та дефектації об'єктів ТОіР.

Попереджувальний характер системи ТОіР забезпечується шляхом організації постійного спостереження при експлуатації за рівнями надійності, а в ряді випадків і технічним станом функціональних систем і окремих компонентів з метою своєчасного виявлення предотказного стану останніх з наступною заміною компонентів або регулюванням їх параметрів.

Висока економічна ефективність системи ТОіР досягається за рахунок забезпечення необхідного рівня експлуатаційно-технічних характеристик ПС і застосування оптимальних програм ТОіР, засобів технічної діагностики і неруйнівного контролю і, як наслідок, найбільш повного використання можливостей кожного конкретного компонента щодо його працездатності.

## **2.5. Гідравлічна система вертольота транспортної категорії**

Гідравлічна система вертольота складається з двох автономних систем: основної та дублюючої.

Основна система призначена:

- для живлення чотирьох гідропідсилювачів, що входять до системи керування вертольотом;
- для живлення механізму розстопарювання фрикціону важеля "КРОК-ГАЗ";
- для живлення гідроупору, встановленого в системі поздовжнього керування.

Дублююча система включається автоматично при відмові основної системи та живить гідропідсилювачі, що входять до системи керування вертольотом.

Джерелом тиску в основній та дублюючій гідросистемах є шестерні насоси постійної продуктивності з приводом від головного редуктора ВР-14.

Для заправки та перевірки гідросистеми передбачені клапани приєднання аеродромної гідроустановки (зліва між шпангоутами №12 та 13 центральної частини фюзеляжу(Рис. 2.8)).

Більшість агрегатів гідросистеми змонтовані на спеціальній панелі та утворюють окремий гідроблок, який встановлений у редукторному відсік

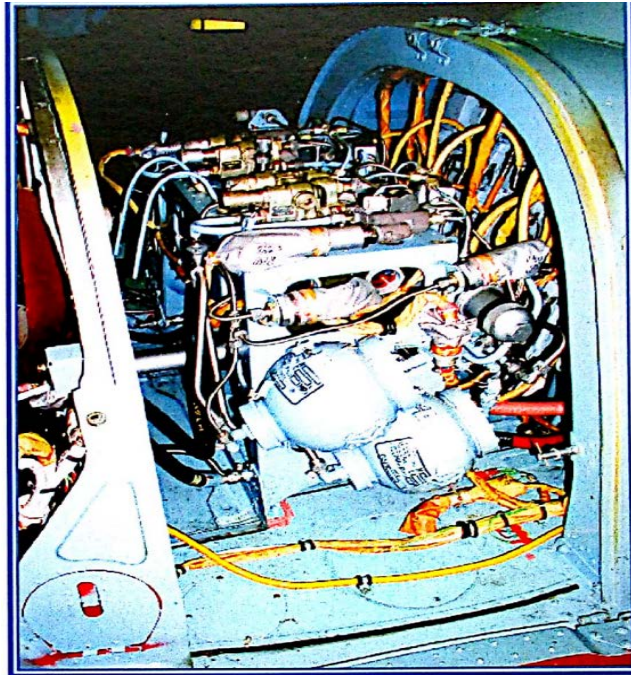


Рисунок 2.8

### ОСНОВНІ ДАНІ ГІДРОСИСТЕМИ

Робоча рідина.....	АМГ-10
Кількість рідини:	
- загальне в гідросистемі.....	22л
- у баку основної системи.....	10л
- у баку дублюючої системи.....	10 л
Робочий тиск у системах:	
- основна.....	$45 \pm 3 - 65 + 8 - 2$ кгс/см <sup>2</sup>
- дублююча.....	$45 \pm 3 - 65 + 8 - 2$ кгс/см <sup>2</sup>
Тиск в основній гідросистемі, при якому відбувається перемикання живлення гідропідсилювачів на дублюючу систему.....	$30 \pm 5$ кгс/см <sup>2</sup>
Початковий тиск азоту в гідроаккумуляторах	$30 \pm 2$ кгс/см <sup>2</sup>

### АГРЕГАТ ГІДРОСИСТЕМИ

У гідросистему вертольота входять: гідробак, два насоси НШ-39М(Рис.2.9), чотири зворотні клапани ОК-10А(Рис. 2.10), два фільтри тонкого очищення 8Д2.966.017-2(Рис. 2.11), два автомати розвантаження насосів ГА-77В(Рис. 2.12), два датчики електричного манометра ДІМ- 100, три гідроаккумулятори(Рис. 2.13), електромагнітних крана ГА-47М/5(Рис.2.14), автоматичний клапан аварійного живлення ГА-59/1(Рис.2.15), сигналізатор тиску МСТ-35А(Рис.2.16) основної системи, сигналізатор тиску МСТ-

25А(Рис.2.16) дублюючої системи, два фільтри тонкого очищення ФГ-11БН(Рис. 2.17), п'ять електромагнітних кранів ГА-192/2(Рис.2.18), один дозатор ГА-172-00-2(Рис. 2.19) чотири бортові клапани, циліндр управління фрикціоном важеля "КРОК-ГАЗ"(Рис.2.20), гідроупор(Рис.2.21), чотири гідродсилювачі(Рис. 2.22).

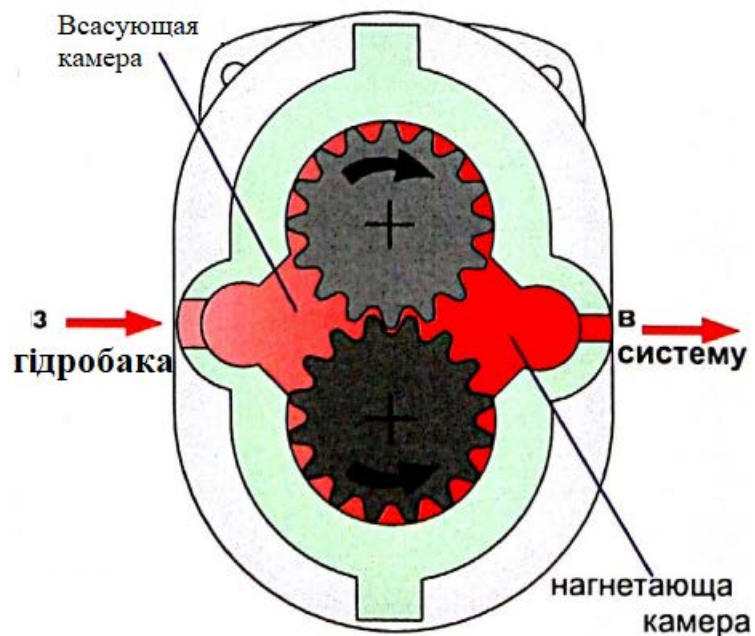
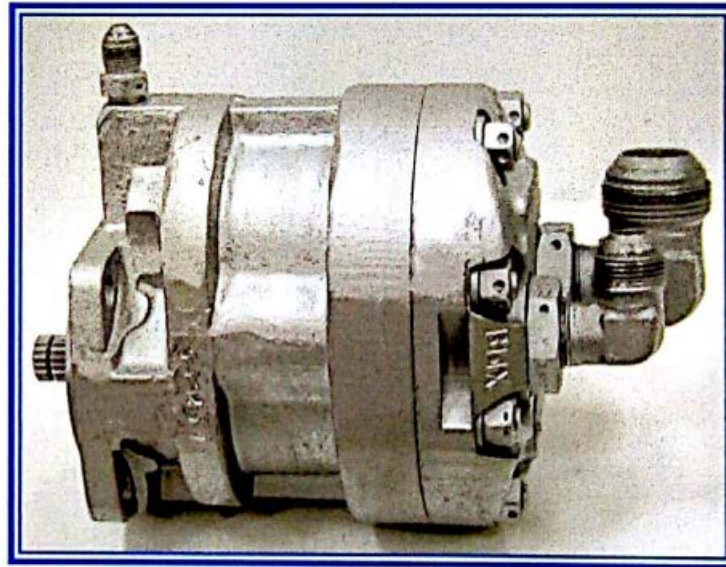


Рисунок 2.9

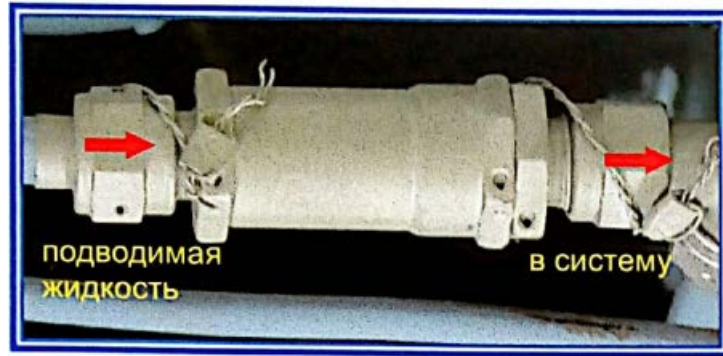


Рисунок 2.10 Обратный клапан ОК-10А

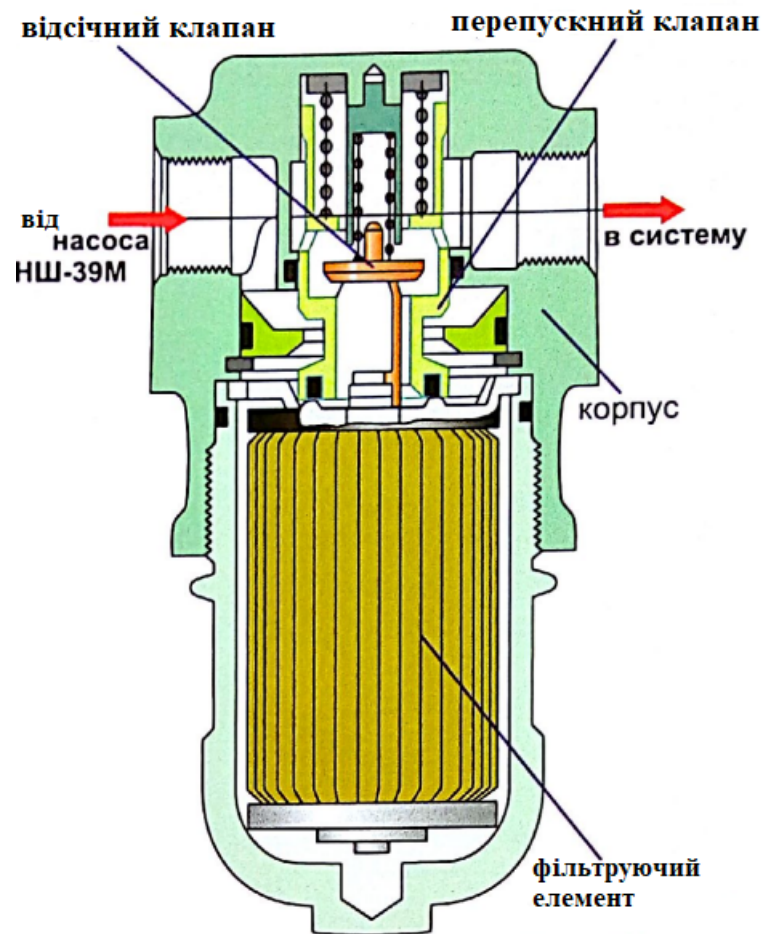


Рисунок 2.11 Фільтр тонокої очистки  
8Д2.966.017-2



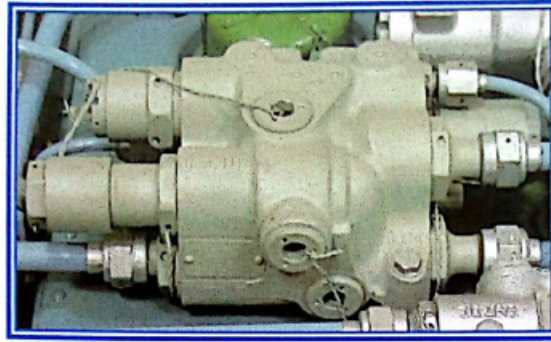


Рисунок 2.12 Автоматразгрузки насоса  
ГА-77В

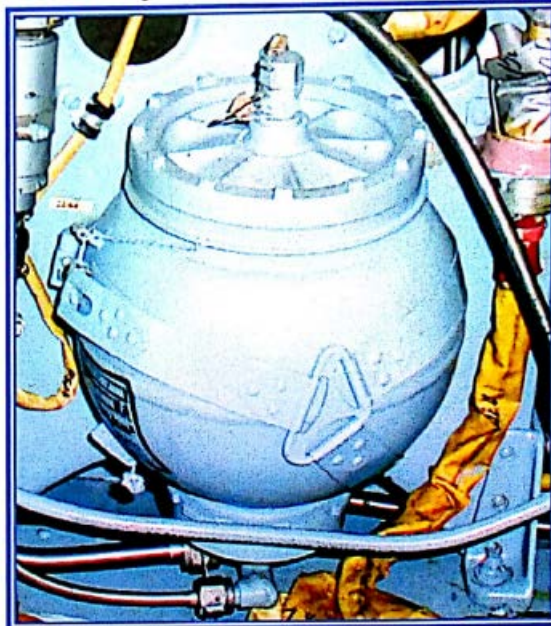
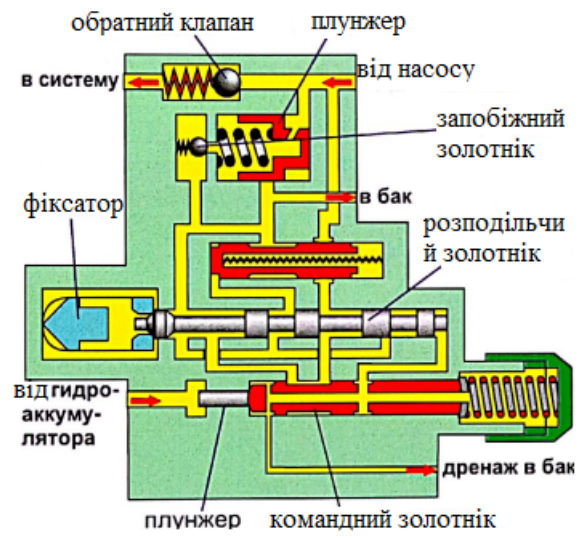
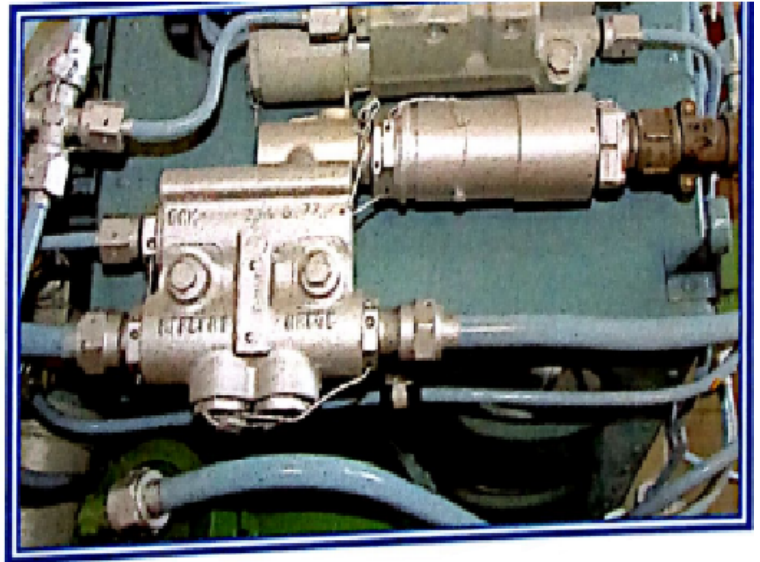
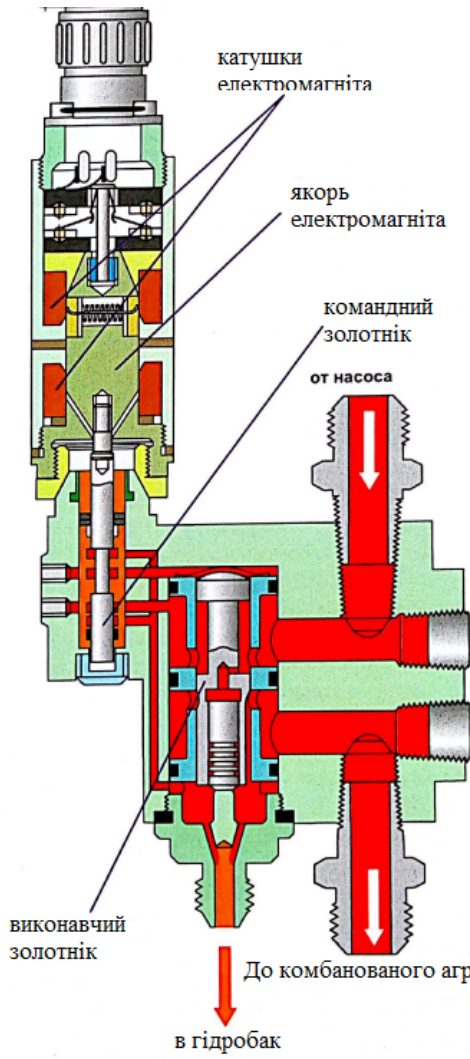


Рисунок 2.13 Гідроаккумулятор



Електромагнітний клапан ГА-74/М5

Рисунок 2.14

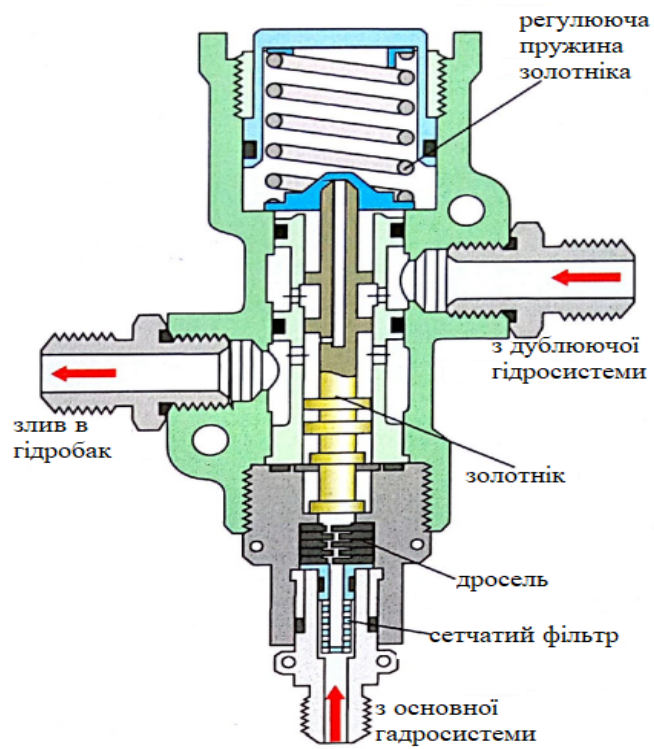


Рисунок 2.15 Автоматичний клапан ГА-59/1

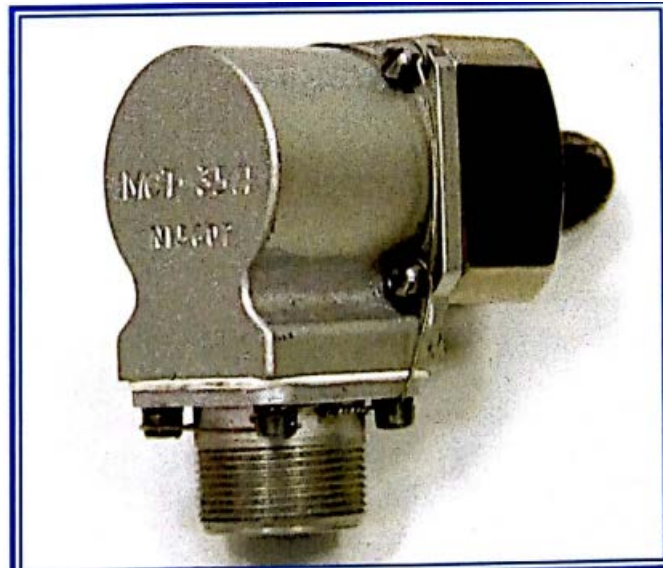


Рисунок 2.16 МСТ-35

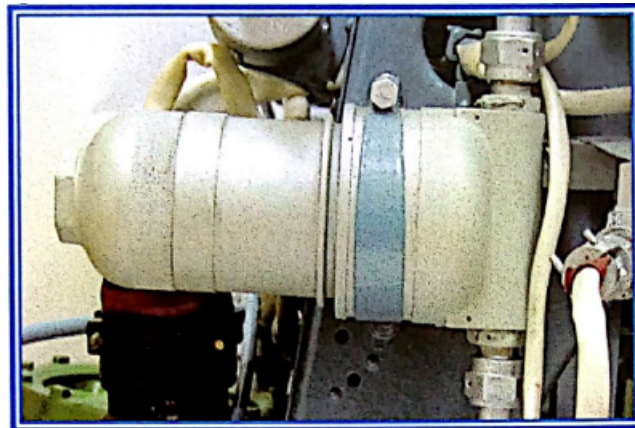
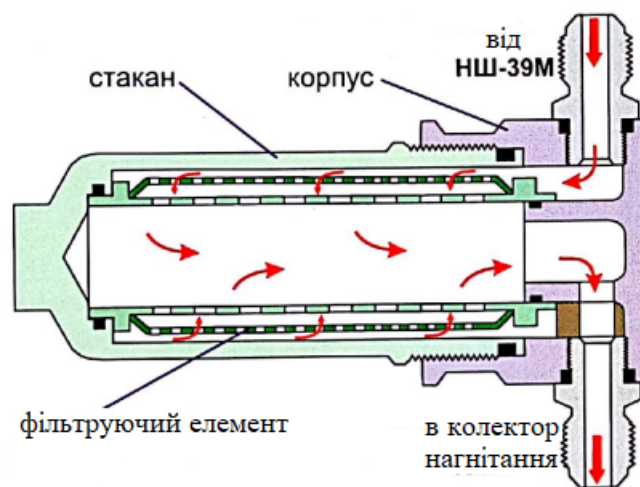


Рисунок 2.17 Фільтр тонкої очистки ФГ-11БН





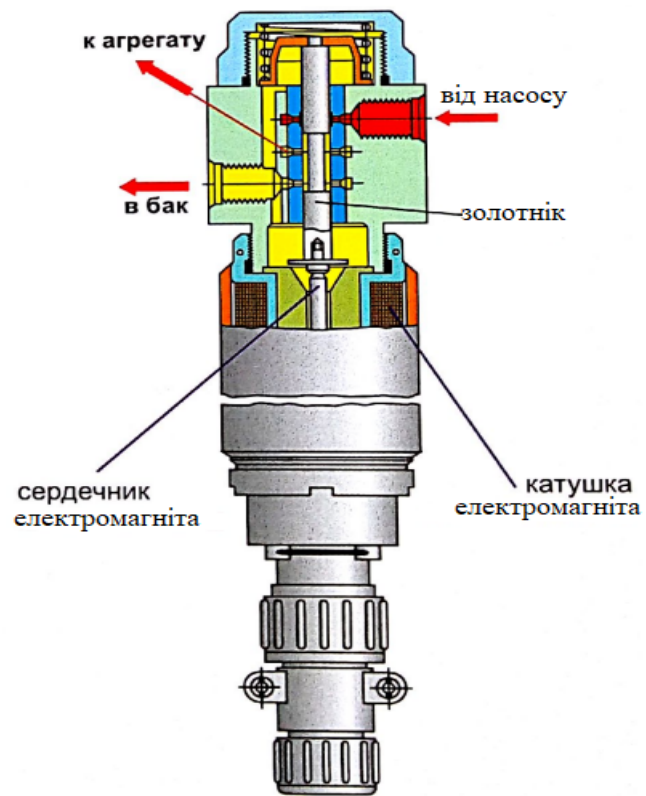
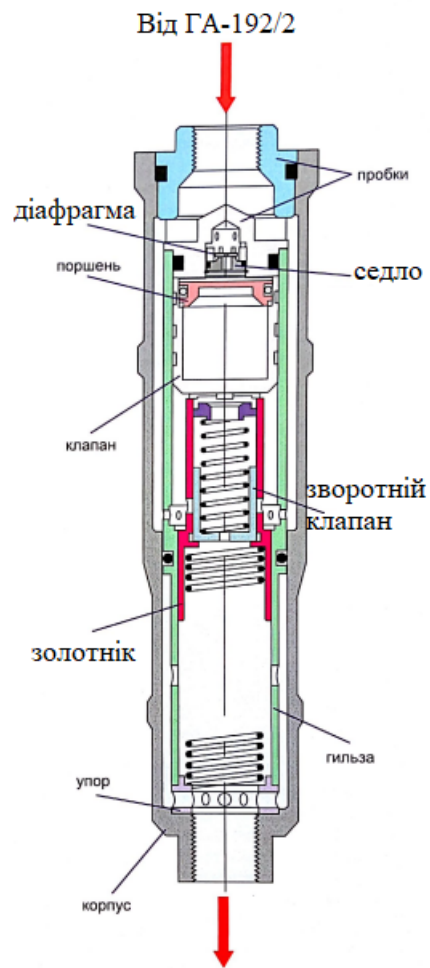


Рисунок 2.18 ГА-192/2

до гідроциліндру керування  
фрикціону Крок-Газ  
Рисунок 2.19

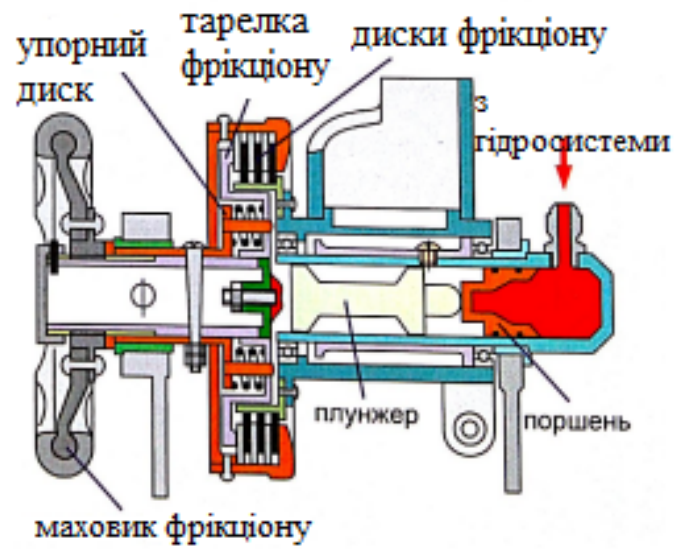


Рисунок 2.20 Фрікціон Крок-Газу

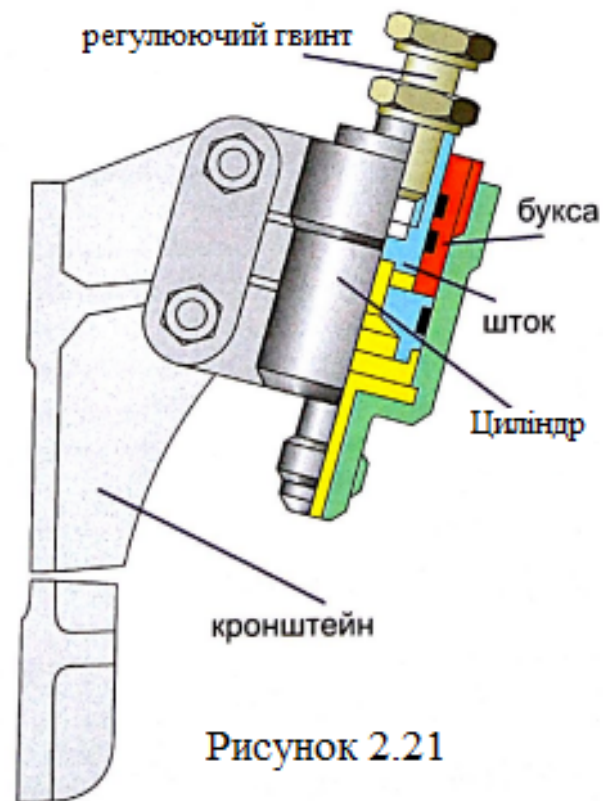


Рисунок 2.21

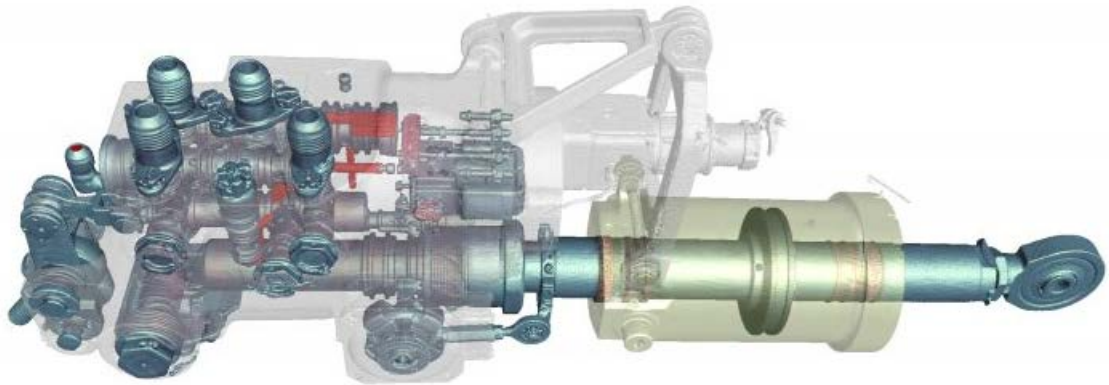


Рисунок 2.22 Комбінований агрегат керування

Гідробак загальний для основної та дублюючої гідросистеми, зварної конструкції, складається з обичайки та двох днищ. Усередині бак розділений перегородкою на рівні частини. Бак має загальну заливну горловину і два мірні стекла.

Насос НШ-39М призначений для створення робочого тиску у гідросистемі. Насос шестиступінчастого типу одноступінчастий, складається з корпусу, кришки, веденого і ведучого зубчастих коліс. Для контролю герметичності приводного валика до корпусу насоса кріпиться дренажна трубка.

Продуктивність насоса при тиску  $65 \text{ кгс/см}^2$  становить  $30 \text{ л/хв}$ . Робочий тиск  $45\text{-}65 \text{ кгс/см}^2$ , максимальний тиск  $90 \text{ кгс/см}^2$ . Насос основної гідросистеми встановлений на лівій коробці приводів головного редуктора, а насос дублюючої гідросистеми на правій коробці головного приводу редуктора.

Зворотний клапан призначений для пропускання рідини в одному напрямку та для замикання магістралі гідросистеми при зворотному потоці рідини.

Фільтр тонкої очистки 8Д2.966.017-2 очищає рідину від частинок розміром  $12\text{-}16$  мікрон. Фільтр 8Д2.966.017-2 складається з корпусу, фільтруючого елемента (нікелева сітка саржевого плетіння), відсіченого клапана та перепускного клапана, пружина якого розрахована на перепад тиску понад  $7\pm 2 \text{ кгс/см}^2$ .

Автомат розвантаження насоса ГА-77В призначений для перемикання насоса на холостий режим (тобто перекачування рідини в бак) при досягненні тиску в системі  $65 \text{ кгс/см}^2$ , і для перемикання насоса на робочий режим при зниженні тиску в системі до  $45 \text{ кгс/см}^2$ . Крім того, автомат розвантаження запобігає збільшенню тиску в системі вище  $78+10 \text{ кгс/см}^2$  при відмові його автоматичної частини. Автомат розвантаження насоса складається з корпусу, в якому встановлено:

- командний золотник із пружиною, що має попередню натяжку  $45 \text{ кгс/см}^2$ ;
- розподільний золотник із фіксатором;

- виконавчий золотник із пружиною, натяг якої розрахований на тиск 7-10 кгс/см<sup>2</sup>;

- запобіжний золотник із пружиною та кульковим клапаном, пружина якого розрахована на тиск 78±10 кгс/см<sup>2</sup>;

- Зворотний кульковий клапан, який оберігає розрядку гідроаккумуляторів при роботі насоса на холостому режимі.

Гідроаккумулятор призначений для зменшення частоти та амплітуди коливань тиску рідини в системах, що виникають під час роботи насосів та споживачів. В основній системі встановлено два гідроаккумулятори, а на дублюючій - один. Кожен акумулятор є сталеву сферою ємністю 2,3 л, яка розділена гумовою діафрагмою на дві порожнини - гідравлічну і газову. Зарядний тиск азоту в газовій порожнині 30±2 кгс/см<sup>2</sup>. При роботі насоса гідросистеми в робочому режимі акумулятор накопичує енергію за рахунок стиснення газу, а при роботі насоса на холостому режимі повертає енергію рідини. Тому зростання тиску рідини від 45 до 65 кгс/см<sup>2</sup> відбувається за 2с, а падіння тиску з 65 до 45 кгс/см<sup>2</sup> - за 10-12с.

Наприкінці кожного літнього дня, плавно працюючи ручкою циклічного кроку, необхідно розрядити гідроаккумулятори від рідини і перевірити зарядку акумуляторів азотом ( по моменту різкого падіння стрілки манометра на 0).

Електричний манометр ДІМ-100 призначений для дистанційного вимірювання тиску рідини в гідросистемі. Показчики манометра основної та дублюючої гідросистем встановлені на середній панелі електропульту в кабіні екіпажу.

Електромагнітний кран ГА-74М/5 призначений для керування подачею рідини до гідропідсилувачів (тобто для включення та вимикання гідросистеми). Кран складається з електрромагніту та корпусу, в якому встановлені:

- Командний золотник (з'єднується з якорем електромагніту);
- Виконавчий золотник з плунжером-демпфером.

Управління кранами основної та дублюючої гідросистеми здійснюється двома вимикачами, які встановлені на середній панелі верхнього електропульту. Вимикач дублюючої гідросистеми закритий ковпачком і законтрений у положенні "УВІМКНЕНО".

Автоматичний клапан ГА-59/1 призначений для автоматичного включення дублюючої системи на живлення гідропідсилувачів при падінні тиску в основній гідросистемі до 30±5 кгс/см<sup>2</sup>, а також для відключення дублюючої системи при підвищенні тиску в основній системі вище

35±5 кгс/см<sup>2</sup>. Клапан складається із золотника, корпусу та пружини. Для запобігання вібраціям золотника в штуцері підведення рідини з основної системи вмонтовано дросель.

Сигналізатор тиску МСТ-35А призначений для замикання електричного ланцюга із зеленим табло при підвищенні тиску в основній системі вище 35 кгс/см<sup>2</sup>.

Сигналізатор тиску МСТ-25А призначений для замикання електричного ланцюга з червоним табло при підвищенні тиску в системі дублювання вище 25 кгс/см<sup>2</sup>. Обидва табло встановлені на середній панелі електропульта.

Фільтр тонкого очищення ФГ-11БН призначений для очищення робочої рідини від частинок розміром більше 12-16 мікрон. Конструктивно він складається з корпусу, склянки та фільтруючого елемента (металевої сітки саржевого плетіння).

Електромагнітний кран ГА-192/2(Рисунок. 2.18) складається з корпусу, електромагніту, золотника та пружини. Усього в основній системі встановлено п'ять кранів:

- один керує подачею рідини для гальмування фрикціону важеля "КРОК-ГАЗ" (включається кнопкою фрикціон на важелі "Крок-Газ");

- один керує подачею рідини в гідропор системи поздовжнього управління вертольотом (включається після посадки гелікоптера кінцевими

вимикачами на амортизаторах основних опор шасі).

- три крани керують подачею рідини для перемикання гідропідсилювачів на комбінований режим роботи (включаються тими ж кнопками, що автопілот).

Дозатор ГА-172-00-02 встановлений у магістралі живлення циліндра розгальмовування фрикцій важеля "КРОК-ГАЗ". Він запобігає витіканню рідини з основної гідросистеми у разі порушення герметичності цієї магістралі. Мінімальний обсяг рідини, що дозується, при одноразовому спрацьовуванні дозатора 400 см<sup>3</sup>. Дозатор є циліндричний корпус, всередині якого міститься упор з гільзою. Усередині гільзи змонтовані плаваючий клапан та золотник зі зворотною пружиною. Усередині золотника є зворотний клапан із пружиною.

Бортові клапани встановлені на лівому борту між шпангоутами номер 12 та 13 центральної частини фюзеляжу. Вони призначені для приєднання наземної гідроустановки при заправці та випробуванні гідросистеми.

У магістралях подачі рідини з бака до бортових клапанів можуть бути встановлені механічні перекидні крани, які запобігають витіканню рідини з бака у разі порушення герметичності цих магістралей. Крани розміщені у відсіку головного редуктора. Нормальне становище кранів - "ЗАКРИТО". Відкриваються крани лише після підключення шлангів наземної гідроустановки до бортових клапанів. Після перевірки роботи гідросистеми від наземної установки, крани слід закрити перед від'єднанням шлангів наземної установки від бортових штуцерів.

Заправка від наземної установки проводиться через всмоктуючий штуцер основної системи на бортовій панелі. Порожнини бака заповнюються до верхньої мітки на масляному склі.

У виняткових випадках при експлуатації вертольота в польових умовах дозволяється проводити дозаправку гідросистеми відкритим способом. Про кожен випадок дозаправки відкритим способом необхідно робити запис у

формулярі вертольота. Дозаправка відкритим способом повинна проводитися через шовковий або батистовий фільтр.

Механізм управління фрикціоном важеля "КРОК-ГАЗ" встановлений у порожнині осі лівого важеля і складається з циліндра та поршня. При натисканні кнопки "ФРИКЦІОН" спрацьовує електромагнітний кран ГА-192 та рідина надходить у циліндр. Під тиском рідини поршень переміщується, віджимає диск, що спирається на пружини, та фрикційні диски звільнюються.

Гідроупор призначений для обмеження кута нахилу тарілки автомата перекосу землі назад до  $2^{\circ} \pm 12'$ . Гідроупор встановлений на стінці шпангоуту №5Н і складається з кронштейна, циліндра, букси та штока. Максимальний вихід штока 18 мм. При включеному гідроупорі для відхилення тарілки автомата перекосу назад понад  $2^{\circ}$  необхідно подолати додаткове навантаження 15 кгс.

Гідропідсилювачі КАУ-30Б призначені для сприйняття навантажень від шарнірних моментів лопатей несучого гвинта, що діють у системах.

управління вертольотом. Усі гідропідсилювачі встановлені на шарикопідшипникових опорах, які закріплені на кронштейні позаду головного редуктора. Кожен гідропідсилювач складається з двох частин: виконавчого вузла та розподільчого вузла.

Розподільний вузол складається з корпусу, в якому встановлені:

- клапан перемикачання (служить для перемикачання живлення гідропідсилювача на дублюючу систему при відмові основної системи);
- розподільний золотник ручного управління з гідродемпфером (керує подачею рідини в порожнині силового циліндра. Гідродемпфер запобігає резонансним коливанням золотника);
- двокульковий клапан кільцювання порожнин силового циліндра (при відсутності тиску в основній та дублюючій системах з'єднує через розподільний золотник ручного управління праву та ліву порожнини силового циліндра тобто забезпечує роботу гідропідсилювача в режимі "жорсткої тяги");
- шток із поршнем комбінованого управління;
- стопорний пристрій штока комбінованого керування (після вимкнення автопілота фіксує корпус розподільного вузла щодо штока комбінованого керування в нейтральному положенні);
- клапан кільцювання порожнин циліндра комбінованого керування (при вимиканні автопілота з'єднує порожнини циліндра комбінованого керування між собою, даючи можливість поворотному механізму
- встановити корпус у нейтральне положення щодо штока комбінованого управління);
- розподільний золотник автопілотного керування (керує подачею рідини у порожнини циліндра комбінованого керування);
- поляризоване реле РЕП-8Т (перетворює сигнали автопілота на переміщення розподільного золотника автопілотного управління);

- потенціометричний датчик ІПБ-45-1 (використовується як датчик зворотного зв'язку при автопілотному управлінні).
- Гідропідсилювачі можуть працювати у трьох режимах:
- у режимі ручного управління;
- у режимі комбінованого керування (від сигналів автопілота та від ручки керування. При роботі від сигналів автопілота шток гідропідсилювача може переміщатися в межах лише 20% повного ходу, завдяки чому забезпечується безпека польоту у разі відмови автопілота);
- у режимі "жорсткої тяги" (при відсутності тиску в основній та дублюючій гідросистемах).

Гідропідсилювач РА-60Б встановлений у колійному керуванні та призначений для сприйняття навантажень від шарнірних моментів кермового гвинта. Він відрізняється від гідропідсилювача КАУ-30Б наявністю механізму розмикання жорсткого зворотного зв'язку та механізму вимикання електромагнітного гальма ЕМТ-2М колійного керування. Ці механізми входять у роботу якщо виконання сигналу автопілота потрібно хід штока більше 20%. При цьому гідропідсилювач працює у режимі "перегонки". Під час роботи гідропідсилювача в цьому режимі переміщатимуться педалі.

Механізм розмикання жорсткого зворотного зв'язку має пружинний упор, який дозволяє пересилити автопілот під час роботи гідропідсилювача в режимі "перегонки", якщо не відбудеться відключення каналу курсу автопілота при встановленні ніг на педалі. Для того, щоб пересилити автопілот, необхідно до педалей докласти додаткових зусиль 15-20 кгс.

Основні технічні дані гідропідсилювачів.

Робочий тиск ..... 45 - 65 кгс/см<sup>2</sup>

Робочий хід штока силового циліндра ..... 70 мм

Зусилля, що розвивається на штоку силового циліндра..... 1700 кгс

Хід розподільчого золотника ..... 1,2 мм

## **2.6 Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи вертольота транспортної категорії**

Для оптимізації технічного обслуговування гідравлічної системи рекомендується впровадження наступних загальних вимог:

-Регулярна інспекція та моніторинг:

Проводження періодичних візуальних та інструментальних оглядів гідравлічних компонентів для виявлення відхилень та визначення стану зносу.

Візуальний огляд:

Мета:

Визначення зовнішніх ознак пошкодження, витоків рідини, або корозії.

Процедура:

Огляд всіх зовнішніх поверхонь гідравлічних компонентів, таких як циліндри, трубопроводи, насоси, та клапани.

Перевірка наявності слідів витoku гідравлічної рідини.

Оцінка загального зовнішнього стану, включаючи будь-які знаки корозії чи інших пошкоджень.

Інструментальний огляд:

Мета:

Визначення внутрішнього стану гідравлічних компонентів, включаючи стан ущільнень, тисків та герметичності.

Процедура:

Вимірювання тиску в різних точках системи для визначення робочої ефективності.

Використання вимірювальних приладів для визначення рівня зносу ущільнень та герметичності у гідравлічних циліндрах та клапанах.

Проведення інструментального аналізу витрати рідини та оцінка роботи насосів та моторів.

Документування результатів:

Мета:

Збереження точних та повних даних щодо стану гідравлічних компонентів для подальшого аналізу та планування технічних заходів.

Процедура:

Фіксація всіх виявлених відхилень, дефектів чи пошкоджень у спеціальному технічному звіті.

Запис параметрів, вимірювань та виявлених недоліків для подальшого використання в технічному обслуговуванні.

Встановлення систем моніторингу тиску для оперативного виявлення аномалій у роботі системи.

Вибір датчиків тиску:

Мета: Визначення оптимальних датчиків тиску, які будуть встановлені в ключових точках гідравлічної системи.

Процедура:

Оцінка діапазону тиску, який необхідно моніторити.

Вибір датчиків тиску з високою точністю та відповідними технічними характеристиками для конкретних умов роботи.

Встановлення датчиків тиску:

Мета:

Фіксація датчиків тиску в стратегічних точках системи для надійного вимірювання тиску.

Процедура:

Встановлення датчиків тиску на циліндрах, насосах, клапанах та інших ключових точках гідравлічної системи.

Забезпечення герметичного кріплення та належного контакту датчиків з гідравлічними лініями.

Підключення до моніторингової системи:

Мета:

Інтеграція датчиків тиску з центральною моніторинговою системою для оперативного спостереження.



Процедура:

Підключення датчиків тиску до центральної системи збору та аналізу даних.

Калібрування датчиків для забезпечення точності та надійності вимірювань.

Налаштування аварійних сигналів:

Мета:

Встановлення параметрів аварійних сигналів для виявлення надмірного тиску або його відсутності.

Процедура:

Визначення критичних значень тиску, які вказують на потенційні проблеми.

Налаштування системи сигналізації для сповіщення обслуговуючого персоналу при виявленні аномалій.

Перевірка працездатності:

Мета: Перевірка коректності та надійності роботи системи моніторингу тиску.

Процедура:

Запуск тестових сценаріїв для перевірки реагування системи на різні стани гідравлічної системи.

Перевірка відповідності вимірювань реальним умовам роботи.

Підтримка чистоти робочої рідини:

Застосування високоякісної робочої рідини та систематична її заміна.

Вибір високоякісної робочої рідини:

Мета:

Визначення оптимального типу гідравлічної рідини для конкретних умов експлуатації гвинтокрила.

Процедура:

Врахування робочого тиску та температурних умов.

Вибір рідини, яка відповідає виробничим рекомендаціям та стандартам.

Правильне наповнення системи:

Мета:

Забезпечення повного та правильного наповнення гідравлічної системи високоякісною робочою рідиною.

Процедура:

Використання рекомендованого обсягу та типу робочої рідини для конкретної системи.

Проведення процедури заповнення з врахуванням ефективності видалення повітря.

Періодична заміна робочої рідини:

Мета:

Запобігання забрудненню та зносу рідини, що може впливати на ефективність системи.

Процедура:

Встановлення регулярного графіка заміни робочої рідини відповідно до рекомендацій виробника та умов експлуатації.

Використання професійних методів для повного видалення старої рідини та її заміни новою.

Моніторинг стану робочої рідини:

Мета:

Виявлення забруднень, окислення чи інших змін у властивостях робочої рідини.

Процедура:

Періодичний аналіз фізико-хімічних властивостей робочої рідини.

Використання моніторингових систем для виявлення аномалій та відслідковування змін.

Відповідність нормам та стандартам:

Мета:

Дотримання встановлених норм та стандартів для гідравлічних рідин.

Процедура:

Перевірка відповідності використовуваної рідини міжнародним та внутрішнім стандартам.

Використання ліцензованих та сертифікованих гідравлічних рідин, якщо це необхідно.

Використання ефективних систем фільтрації для утримання рідини від забруднень та уникнення корозії гідравлічних елементів.

Вибір оптимальних фільтрів:

Мета:

Визначення типу фільтрів, які найефективніше відділяють тверді частинки та інші домішки.

Процедура:

Врахування розміру та типу забруднень, що можуть потрапляти в систему.

Вибір фільтрів з оптимальними параметрами фільтрації та пропускною здатністю.

Монтаж перед фільтрами:

Мета:

Забезпечення оптимального розташування фільтрів у гідравлічній системі для максимальної ефективності.

Процедура:

Розташування фільтрів у стратегічних точках перед важливими гідравлічними компонентами, такими як насоси, клапани та циліндри.

Регулярна заміна фільтрів:

Мета:

Запобігання забрудненню фільтрів та забезпечення їхньої ефективної роботи.

Процедура:

Встановлення регулярного графіку заміни фільтрів відповідно до рекомендацій виробника та умов експлуатації.

Використання магнітних фільтрів:

Мета:

Захист від металевих частинок та уникнення корозії.

Процедура:

Встановлення магнітних фільтрів для збору та утримання металевих частинок у робочій рідині.

Контроль за рівнем фільтрації:

Мета:

Періодична перевірка та вимірювання ефективності фільтрації.

Процедура:

Визначення ступеня забруднення фільтрів через періодичні вимірювання тиску та витрати рідини.

Оптимізація рівня фільтрації:

Мета: Адаптація рівня фільтрації до конкретних умов роботи гідравлічної системи.

Процедура:

Зміна ступеня фільтрації в залежності від характеру робочого середовища та вимог експлуатації.

Встановлення індикаторів забруднення:

Мета:

Вчасне виявлення необхідності заміни фільтрів за допомогою індикаторів ступеня забруднення.

Процедура:

Використання вбудованих індикаторів, які сигналізують про перевищення заданого рівня забруднення.

Аналіз зразків фільтрувальної рідини:

Мета:

Виявлення та аналіз забруднень для розуміння джерела та типу частинок.

Процедура:

Регулярне відбирання зразків рідини після проходження через фільтри для лабораторних аналізів.

Оптимізація роботи автоматичних систем фільтрації:

Мета:

Забезпечення ефективності та стабільності автоматичних систем фільтрації.

Процедура:

Регулярна перевірка та налаштування параметрів автоматичних систем фільтрації.

Автоматичний моніторинг ефективності:

Мета:

Постійний контроль за ефективністю системи фільтрації та вчасна реакція на будь-які аномалії.

Процедура:

Використання систем моніторингу для постійного спостереження за параметрами фільтрації та вчасної реакції на будь-які відхилення.

Кваліфіковане технічне обслуговування:

Навчання та підготовка обслуговуючого персоналу відповідно до виробничих стандартів.

Впровадження системи регулярного технічного оновлення та перевірки кваліфікацій обслуговуючого персоналу.

Заходи превентивного обслуговування:

Регулярна змащування гідравлічних елементів для запобігання зносу та забезпечення безперебійної роботи.

Вибір високоякісних змащувальних матеріалів:

Мета:

Використання оптимальних змащувальних матеріалів, які відповідають вимогам гідравлічних систем.

Процедура:

Вибір змащувальних матеріалів, які забезпечують ефективне змащення при високих тисках і температурах.

Застосування точкового змащування:

Мета:

Забезпечення точкового та цільового змащення гідравлічних елементів.

Процедура:

Використання системи точкового змащування для нанесення змащення безпосередньо на місця, де воно найбільше потрібне.

Регулярний графік змащування:

Мета:

Створення регулярного графіку змащування для забезпечення постійного захисту від зносу.

Процедура:

Встановлення чіткого графіку змащування відповідно до рекомендацій виробника та умов експлуатації.

Контроль за рівнем змащувального матеріалу:

Мета:

Запобігання недостатньому чи зайвому змащенню, що може призвести до проблем.

Процедура:

Періодична перевірка та вимірювання рівня змащувального матеріалу для визначення необхідності додаткового змащення чи його видалення.

Використання спеціалізованих змащувальних пристроїв:

Мета:

Забезпечення ефективного та рівномірного розподілу змащення.

Процедура:

Використання спеціалізованих систем змащування, таких як централізовані автоматичні системи, для оптимізації процесу.

Моніторинг температури змащування:

Мета:

Запобігання перегріву змащувального матеріалу та підтримання його оптимальної робочої температури.

Процедура:

Використання систем моніторингу та контролю за температурою змащення.

Вивчення реакції на різні умови експлуатації:

Мета:

Визначення оптимальних параметрів змащування для різних умов роботи.

Процедура:

Проведення тестів змащування під різними навантаженнями, температурами та швидкостями для оптимізації процесу.

Контроль за змащувальним тиском:

Мета:

Забезпечення належного тиску змащувального матеріалу для ефективного покриття поверхонь.

Процедура:

Перевірка та регулювання тиску в системі змащування згідно з вимогами обладнання.

Систематична перевірка та заміна запасних частин, що може включати в себе також компоненти, які схильні до швидкого зносу.

Перевірка та очищення:

Частота: Щотижня або щомісяця, залежно від інтенсивності роботи.

Що перевіряти:

Стан важливих деталей, таких як ущільнення, з'єднання, кріплення, трубопроводи тощо.

Очищення від пилу, бруду та інших забруднень.

Моніторинг та заміна зношених ущільнень:

Частота: Кожні 3-6 місяців.

Що перевіряти:

Стан ущільнень на гідравлічних циліндрах, клапанах та інших критичних точках.

Заміна ущільнень при будь-яких виявлених слідах зносу чи витoku.

Перевірка стану та заміна фільтрів:

Частота: Кожні 3-6 місяців, або за необхідності.

Що перевіряти:

Ступінь забруднення фільтрів у гідравлічній системі.

Заміна фільтрів відповідно до рекомендацій виробника чи при досягненні певного рівня забруднення.

Проведення візуального огляду та вимірювань:

Частота: Раз на місяць або кожні 50 робочих годин.

Що перевіряти:

Виявлення ознак зносу, корозії чи деформацій.

Вимірювання та контроль розмірів критичних компонентів.

Моніторинг роботи гідравлічних насосів та моторів:

Частота: Кожні 6 місяців.

Що перевіряти:

Тиск, витрату та ефективність роботи гідравлічних насосів.

Моніторинг стану гідравлічних моторів, виявлення аномалій.

Заміна робочої рідини та фільтрів:

Частота: Кожні 12 місяців або за необхідності.

Що перевіряти:

Фізико-хімічні властивості робочої рідини.

Ступінь забруднення та ефективність роботи гідравлічних фільтрів.

Проведення випробувань безпеки:

Частота: Кожні 6-12 місяців.

Що перевіряти:

Випробування безпеки гідравлічних систем та компонентів.

Визначення стану робочих амортизаторів, ручок управління та інших систем безпеки.

Оновлення програмного забезпечення (якщо застосовано):

Частота: За необхідності, згідно з рекомендаціями виробника.

Що перевіряти:

Оновлення вбудованого програмного забезпечення гідравлічної системи, якщо воно використовується.

Огляд гідравлічних трубопроводів та з'єднань:

Частота: Кожні 3-6 місяців.

Що перевіряти:

Стан гідравлічних труб та з'єднань на виявлення слідів корозії, протікань чи інших дефектів.

Перевірка та затягування гайок та болтів.

Заміна швидкозносих частин:

Частота: Кожні 6-12 місяців, або за необхідності.

Що перевіряти:

Ідентифікація та заміна частин, які швидко піддаються зносу, таких як ущільнення, втулки, зубчасті колеса тощо.

Оптимізація системи:

Розгляд можливостей впровадження технічних апгрейдів та оновлень для підвищення продуктивності та тривалості служби гідравлічної системи.

Використання ефективніших гідравлічних насосів:

Потенційні покращення: Заміна застарілих насосів на більш потужні, енергоефективні та точніші моделі.

Переваги: Збільшення робочого тиску, покращення точності та зменшення витрат енергії.

Встановлення електронно-гідравлічних систем управління:

Потенційні покращення: Заміна механічних систем управління на сучасні електронно-гідравлічні системи.

Переваги: Підвищена точність управління, можливість програмування різних режимів роботи, оптимізація продуктивності.

Використання акумуляторів високого тиску:

Потенційні покращення: Встановлення акумуляторів високого тиску для зменшення зусиль насосів та збільшення динаміки системи.

Переваги: Зниження споживання енергії, покращення реакції на динамічні навантаження, зменшення робочого тиску.

Застосування передових матеріалів для ущільнень:

Потенційні покращення: Заміна традиційних ущільнень на модерні матеріали з підвищеною стійкістю до зносу та корозії.

Переваги: Збільшення тривалості служби, зменшення ймовірності витоку рідини, зниження необхідності у ремонті.

Використання прогресивних клапанів та дозаторів:

Потенційні покращення: Заміна застарілих клапанів на модерні, що забезпечують кращий контроль та регулювання потоку рідини.

Переваги: Збільшення точності управління, оптимізація роботи гідравлічної системи, підвищення продуктивності.

Ефективна документація:

Систематичне ведення детальної документації про проведене технічне обслуговування та ремонтні роботи для забезпечення якості та стеження за станом системи.

Журнал обслуговування та ремонту:

Записи про дату проведення робіт.

Перелік використаних матеріалів та запасних частин.

Зазначення виконавця робіт та основні відомості про його кваліфікацію.

Вказівка на виконані операції, в т.ч. заміни, налаштування, діагностику та ремонтні роботи.

Результати вимірювань та тестів:

Результати вимірювань тиску, температури, витрати рідини, обертання гідравлічних насосів тощо.

Інформація про проведені тести, такі як перевірка на протікання, тестування безпеки тощо.

Візуальні огляди та виявлені проблеми:

Фотознімки або малюнки стану гідравлічних компонентів до та після обслуговування.

Опис виявлених проблем, в т.ч. слідів зносу, корозії, витоку рідини.

Застосовані технічні специфікації:

Інформація про використані матеріали, замінені запчастини, нові компоненти.

Технічні характеристики заміненних частин та елементів системи.

Плани та рекомендації щодо майбутнього обслуговування:

Прогнозовані строки для майбутніх технічних обслуговувань та ремонтів.

Рекомендації щодо можливих покращень та технічних апгрейдів.

Історія технічного стану:

Записи про попередні ремонти та обслуговування.

Вказівка на будь-які системні проблеми чи регулярні витoki, які можуть вказувати на проблеми, що повторюються.

Звіти про витрати та бюджет:

Інформація про витрати на матеріали, працю та інші ресурси.

Бюджетні оцінки на майбутні ремонтні роботи та обслуговування.

Сертифікати та дозволи:

Копії всіх необхідних сертифікатів та дозволів для здійснення технічних робіт.

Внесок персоналу:

Записи про навчання персоналу, викладені ними технічні рішення чи рекомендації.

Статистика та аналізи:

Записи стосовно продуктивності системи перед та після ремонту чи обслуговування.

Аналіз витрат енергії, часу роботи та інших параметрів.

Плани на запасні частини:

Список використаних та залишених запасних частин.

Рекомендації щодо закупівлі та зберігання запасних частин.

## **2.7. Формування програм технічного обслуговування функціональних систем ПС**

Програма ТО функціональних систем (ФС) ПС є складовою частиною програми ТОiP ПС і являє собою документ, що встановлює стратегії ТО компонентів ФС, кількісні характеристики видів ТО і порядок їх коригування протягом терміну служби ПС.

При формуванні програми вхідними параметрами є: стратегії ТО, призначені компонентів ФС; перелік робіт, які виконуються при плановому ТО; система контролю; вартість, трудомісткість і тривалість виконання робіт по ТО, передбачених регламентом ТО для ФС; вартість розробки і впровадження програми ТО. Вихідними параметрами є: рівень підтримки ЛГ; регулярність вильотів і справність парку ПС; економічна ефективність програми ТО ФС.

На працездатність ФС (шасі, системи управління, гідрогазових систем, життєзабезпечення, паливної та ін., Які визначаються АГА) впливає значне число чинників. Незважаючи на різноманітність процесів, що протікають в компонентах (виробах) ФС і призводять до різних типів і видів відмов і пошкоджень, можна виділити загальні конструктивні особливості:

- використання в конструкціях великій мірі резервування. Це дозволяє 70-80% всіх виробів експлуатувати до безпечного відмови, який не викликає відмови ФС;

- модульність конструкції, що дозволяє виробляти відновлення ФС шляхом заміни виробів;

- індикація відмов виробів (бортовими і наземними засобами у вигляді стендів перевірки технічного стану виробів).



Спільні риси для розглянутих ФС має і склад роботи по ТО:  
 контроль технічного стану (оглядові, перевірка параметрів стану виробів, перевірка функціонування і роботи параметрів ФС);  
 заправочно-мастильні (контроль наявності і поповнення запасів ПММ та спецрідин);  
 очисні роботи (видалення забруднень, що скупчилися рідин);  
 відновлювальні роботи (кріпильні, регулювальні, ремонтні, демонтажно-монтажні) для виробів як профілактичні, так і після відмов.

Сучасний рівень розвитку АТ дозволяє використовувати при формуванні програм ТО ФС різні стратегії (ТО з напрацювання - ТОНАР, ТО з контролем параметрів - ТОСКП, ТО з контролем рівня надійності ТОСКН). Далі представлена типова структура ТО виробів ФС, як для вітчизняних, так і для зарубіжних ПС.

Розглядаються компоненти ФС, відмови яких не впливають на ЛП ПС (група А), або для яких можливий періодичний контроль технічного стану (група Б). Вироби ФС групи А експлуатуються до безпечного відмови. Для виробів групи Б визначається оптимальна періодичність планового ТО. Критерієм є підтримка рівнів ЛП, заданих нормативними документами.

Розглядаючи програму ТО ФС як інструмент підтримки їх ЛП на етапі експлуатації, необхідно враховувати, що повинно бути розроблено методичне забезпечення для реалізації стратегій ТО «за станом».

Для виробів групи А - рівні надійності (рівні незапланованих заміन за фактом відмови виробів); для виробів групи Б - параметри контролю технічного стану (предотказовіе значення діагностичних параметрів виробів і періодичність їх контролю). Також вирішуються організаційні та технічні завдання, пов'язані з реалізацією програми ТО ФС. Для прийняття рішення про відповідність ЛП ПС пропонованим вимогам необхідне оперативне порівняння фактичних рівнів надійності виробів ФС з допустимими.

При формуванні програми ТО в якості критеріїв оцінки відповідності виробів ФС вимогам ЛП розглядаються ймовірності виникнення інцидентів (ускладнення умов польоту - QUUP) для ПС в цілому і для його ФС. Відповідні нормативи QUUP для типу виробів ФС встановлюються з використанням методів оцінки надійності ФС (методом структурних схем надійності або методом логічних схем). Узагальнення накопиченого досвіду експлуатації ПС дозволяє коригувати рівні, встановлені розрахунком і включені в базову програму ТО, розвиваючи її і пристосовуючи до умов експлуатації парку ПС.

Таким чином, вирішуються завдання двох типів:

- 1) встановлення нормативного рівня надійності виробів ФС з умов підтримки ЛП ВС (при формуванні програми ТО ФС);
- 2) визначення фактично досягнутого рівня надійності виробів ФС і його порівняння з нормативним (при реалізації програми ТО ФС експлуатантом).

Блок-схема для реалізації зазначених завдань представлена на рис. 2.6. Використано наступні позначення:

$\omega$  - параметр потоку відмов;

КН1000 - кількість відмов на 1000 год польоту (нормативне);

УУП - ускладнення умов польоту;

$P_i$  - ймовірність виникнення  $i$ -го технічного стану ФС;

ПТЕ - процес технічної експлуатації ПС;

QUUP, QUUPN - ймовірності виникнення ускладнення умов польоту, фактичне і нормативне відповідно.

Для виробів групи А, відмови яких обумовлюють ЛП ПС, рівень КН1000 встановлюється з умов забезпечення вимог ЛП ПС ( $QUUP \leq 10^{-3}$ , частота виникнення УУП через відмови виробів ФС). Тоді  $\omega n \leq 10^{-3}$  і  $КН1000 \leq 1$ . Для виробів, відмови яких призводять до виникнення складної ситуації (СС) -  $QCC \leq 10^{-5} \div 10^{-7}$ , тоді  $\omega n \leq 10^{-5} \div 10^{-7}$ , і  $КН1000 \leq 10^{-2} \div 10^{-4}$ .

Для номенклатури виробів ФС «групи Б» КН1000 встановлюється з умов забезпечення мінімальних експлуатаційних витрат, пов'язаних із заміною відмовили виробів.

У блоці 4 визначається можливий спектр технічних станів ФС від справного до приводить до ситуації ускладнення умов польоту відповідно до розрахункових схемами надійності. В результаті з'являється можливість оцінити  $\omega_{ij} = f(\omega_{izd})$ , де  $\omega_{ij}$  - параметр потоку відмов виробів, який зумовлює їх перехід з технічного стану системи  $i$  в стан  $j$ . Виходячи з прийнятих розрахункових схем надійності ФС і заданої періодичності її відновлення при формах ТО, розраховуються відносні частоти переходу в стани моделі (блок 5). Блок 6 - реалізація моделі процесу технічної експлуатації ПС.

У вітчизняній практиці формування програм ТО ФС для моделювання ПТЕ ПС використовується стаціонарна напівмарковських модель [9].

Завдання контролю фактичного рівня надійності виробів АТ є завданням статистичного контролю, коли за певний контрольний період проводять оцінку досягнутого рівня надійності виробів АТ і приймають рішення щодо його відповідності вимогам ЛГ.

Для вирішення даного завдання використовують модель виникнення відмов виробів ФС, що враховує напрацювання парку ПС за контрольний період, безвідмовність експлуатованих виробів, критерії відповідності надійності виробів ФС вимогам ЛП ПС і ризику прийняття рішень.

Програмою ТО ФС встановлюються режими ТО виробів на підставі обраної стратегії ТО. Для виробів ФС, експлуатованих до безпечного відмови, структура режимів представлена в табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Структура режимів ТО виробів, експлуатованих до відмови

№ п / п	режими ТО			Технічна документація
	характер ТО	Обсяг робіт (зміст)	періодичність	
1.	Постійний обсяг (профілактичні роботи)	Регулювання, калібрування, змащення і т.д.	Ткритері визначається з урахуванням трудомісткості ТО	Регламент ТО (періодичні форми)
2.	змінний обсяг	Пошук і усунення відмов	За фактом відмови	Методика пошуку та усунення відмов (алгоритми)
3.	Постійний обсяг (щомісячний контроль безвідмовності)	Контроль рівня безвідмовності однотипних виробів	Календарні періоди контролю	Методика статистичного регулювання надійності виробів АТ

## 2.8 Проблеми експлуатації ПС іноземного виробництва

Проблеми експлуатації ПС іноземного виробництва, які перебувають в Державному Реєстрі цивільних повітряних суден (ГВС) України, пов'язані, в тому числі, і з недосконалістю вітчизняної нормативної бази в частині процедур підтримки льотної придатності (ПЛГ) іноземних ВС. Тому гармонізація повітряного законодавства України до вимог ІКАО та авіаційними правилами EASA (рис. 2) і FAA США повинна стати основою для створення економічно привабливих умов внесення ВС іноземного виробництва до Державного реєстру ЦПС України.

Зараз в Авіаційних правил України відсутні конкретні вимоги щодо підтримання льотної придатності, сформульовані, наприклад в EASA Частина М. Пропозиції щодо впровадження правил, практично повністю збігаються за змістом з частиною М, розглядалися, але викликали ряд заперечень. Очевидно, що повне копіювання Частини М в умовах України є неприйнятним. З іншого боку, вимоги до розробки програм технічного обслуговування і програм надійності варто було б прийняти. Вітчизняні експлуатанти в даний час розробляють програми ТО відповідно до вимог EASA або виходячи зі своїх уявлень про склад програми. Нарешті немає основоположною статті про те, що програма ТО повинна бути розроблена Експлуатантом на кожне ВС з урахуванням умов його експлуатації.

Аналогічна ситуація складається і з програмою надійності, яка нерозривно пов'язана з програмою ТО. Програма надійності є доповненням Програми ТО, яке забезпечує правильне і своєчасне виконання робіт щодо запобігання відмов, несправностей, відновленню і підвищенню необхідного рівня надійності.

На підставі результатів аналізу рівня надійності може змінюватися періодичність ТО як в сторону зменшення, так і в бік збільшення періоду між формами ТО.

Дуже важливим фактором, що впливає на експлуатацію ВС, є співвідношення проектних ресурсів, ресурсних обмежень і фактичних напрацювань ПС вітчизняного та зарубіжного виробництва.

Характерною особливістю парку вітчизняних ЗС є порівняно невелика величина проектних ресурсів (20000-30000) польотів.

Однак необхідно відзначити, що проектний ресурс - величина умовна. Незважаючи на порівняно невеликі величини проектних ресурсів напрацювання більшості (призначені ресурси) вітчизняних (колишнього СРСР) ВС значно перевищують проектні.

Більший інтерес представляє відношення кількості польотів, отриманих при випробуваннях натурних конструкцій, до проектного ресурсу і відповідно кількість циклів випробувань.

З огляду на, що експлуатація ВС зарубіжного виробництва продемонструвала ряд проблем, обумовлених гіршою пристосованістю зарубіжних ВС до умов експлуатації в Україні і СНД, в даний час склалася унікальна можливість на парку «старіючих типів» (в реєстрі ~ 1000, у експлуатації ~ 500) удосконалити систему ТОiP, ґрунтуючись на підході MSG-3. Застосування цієї ідеології дозволить в рази підвищити інтенсивність експлуатації і тим самим значно підвищити конкурентоспроможність вітчизняних ВС.

Іншою проблемою вітчизняних експлуатантів є робота з MEL / MMEL. Останнім часом, у зв'язку зі збільшенням парку повітряних суден іноземного виробництва, все частіше виникають проблеми з використанням таких видів експлуатаційної документації, як Minimum Equipment List - MEL (Мінімальний перелік обладнання), який не використовувався на вітчизняних типах ПС і по його розробці відсутній достатній досвід у вітчизняних авіакомпаній, які освоюють вперше іноземні типи ВС.

Існує ряд невирішених питань і особливостей застосування авіапалив, масел і спецрідин ВС іноземного виробництва.

До сих пір, незважаючи на прикладені з нашого боку зусилля, існують експлуатаційні обмеження по роботі авіадвигунів Pratt Whitney, General Electric,

CFM International на паливі ТС-1 (скорочення напрацювання між формами ТО на 30%).

Невирішені повністю проблеми, з якими часто стикаються експлуатанти при використанні зарубіжних масел і гідрорідин фірм ExxonMobil, Shell, Nisco, bp і ін.:

- наявність на ринку контрафактної продукції через велику кількість недобросовісних дистриб'юторів на території СНД;

- в застосовуваних специфікаціях вказані методи випробувань ASTM, не підкріплені національною системою контролю якості та не підтримані відповідними обладнанням і кваліфікацією персоналу лабораторій ПММ авіапідприємств.

## **2.9. Порівняння гідросистем ЕС225 та Ми-8 МТВ**

У зв'язку з тим фактом, що на досліджуємому гвинтокрилі немає повноцінної автоматизованою системи (АС) контролю і збору параметрів гідравлічної системи яка б об'легшила експлуатацію тим фактором, що уся інформація, підрахунок залишку ресурсів тих або інших елементів або вихід зі строю на фоні даних що збираються АС. Якщо ввести систему такого типу експлуатант матиме об'легшення в експлуатації цієї системи завдяки точному розумінню, що і коли треба міняти або скільки часу залишилось, не вираховуючи ці данні самостійно, що в разі б зменшило можливість впливу людського фактору на ці дані.

Беремо за приклад удосконалення гідравлічної системи датчиками з яких АС могла б збирати інформацію таку як, тиск і гідроаккумуляторах, кількість циклів НШ-39М,КАУ-30Б,РА-60, ГА-77В. Також збір інформації на кількість увімкнення і вимкнення ГА192/2,ГА172,ГА74/М5.Також паралельно цьому рахуючи кількість років днів, з моменту останнього ТО, що призвело би до планування і більш легшої експлуатації.

Беручи до уваги НШ-39М раз у три роки потрібно робити його демонтаж для змащення зрізної вал ресори, та огляду її на можливі дефекти. З наявної практики більшість таких моментів пропускається і робиться дуже не вчасно.

КАУ-30Б,РА-60 досить безпроблемний елемент але має недолік його розміщення, для обслуговування доступ до них дуже малий, що призводить до збільшення кількості годин на виконання даної роботи.

ГА-77В автомат розвантаження насосу, він виконує роботу розвантаження насосу і не дозволяє підвищення тиску в системі більше дозволеного, але беручи даний агрегат до уваги він має дуже велику кількість золотників і пружин, що можуть вийти зі строю у самий не бажаний час.

ГА-192/2 електромагнітний клапан більше зорієнтований на використання для автопілоту, але також використовується для 2-х інших завдань, гідроупору продольного керування, та фрікціону ШАГ-ГАЗ. Інколи

трапляється, що ГА-192 через те що має електронну складову не виконує свою задачу через потрапляння вологи до контактів Штепсельного роз'єму.

ГА-172 є дозатором рідини яку перепускає до системи щоб уникнути витоку рідин з цього тракту.

ГА74/М5 перемикач роботи системи.

Маючи такі агрегати як вище перейменовані варто розглядати заміну деяких елементів на більш витривалі дуже часто виходять з ладу мембрани гідроаккумуляторів, також варто у зв'язку з розміщенням агрегатів таких як ГА-77В розглянути або спец інструмент, або інший кут трубопроводів гідравлічної системи. Так як демонтаж монтаж ГА -77В дублюючої системи дуже затруднене.

Розміщення тяг керування до КАУ-30Б, в точці кріплення з агрегатом об'єднаного керування не має можливості до об'єднання, у зв'язку з малим місцем карману у фюзеляжі, що не дає можливість змінити бік напряму болту кріплення, який ще потребує зашплінтувати.

Якщо розглядати як приклад інші типи повітряних суден таких як Н-225 а саме гідравлічну систему(Рисунок.2.21, 2.23) то ми в принципі не побачимо великої різниці у конструкції гідравлічних систем. Але матимемо наглядний приклад як зменшити розміри і підвищити доступ для кращого обслуговування гідравлічної системи на данному прикладі.

Права гідравлічна система живлення

Огляд

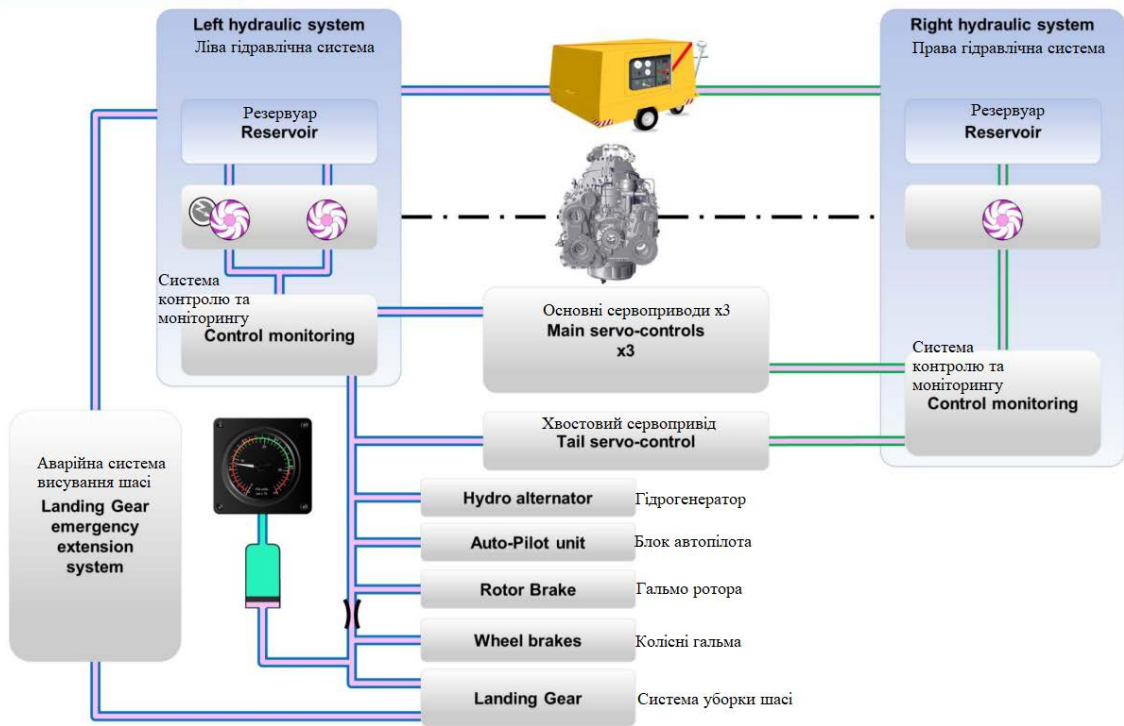
Права гідравлічна(Рисунок.2.22,2.24) система забезпечує роботу завдяки своєму гідравлічному насосу, що приводиться в дію головним редуктором (MGB), а також пристроям керування та контролю:

- три головних сервоприводу(гідро підсилювачі) ротора
- задній сервопривід(гідро підсилювач) хвостового гвинта

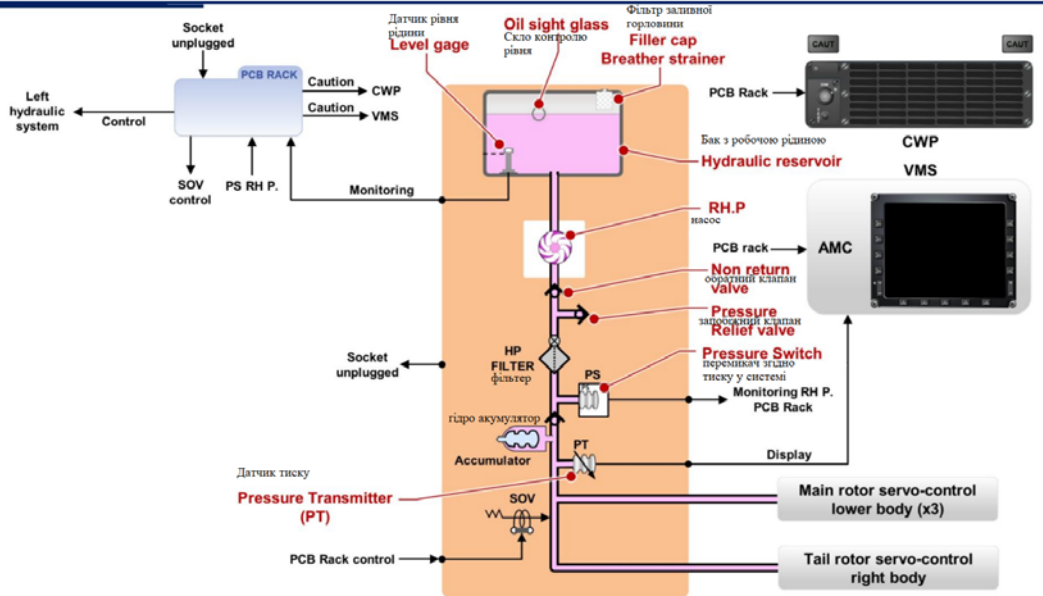
Права гідравлічна система живить лише сервоприводи та містить: правий насос; це механічний саморегулюючий насос з приводом від головного редуктору MGB.

Правий гідравлічний блок, цей, головним чином, включає:

- монтажна пластина, що включає:
- два роз'єми для підключення наземної установки,
- резервуар для робочої рідини ємністю 5 літрів /1,3 галлонів США, що містить фільтр низького тиску (LP) і різне обладнання для контролю та моніторингу.
- Гідравлічна плата (Y3).



**Рисунок 2.21**



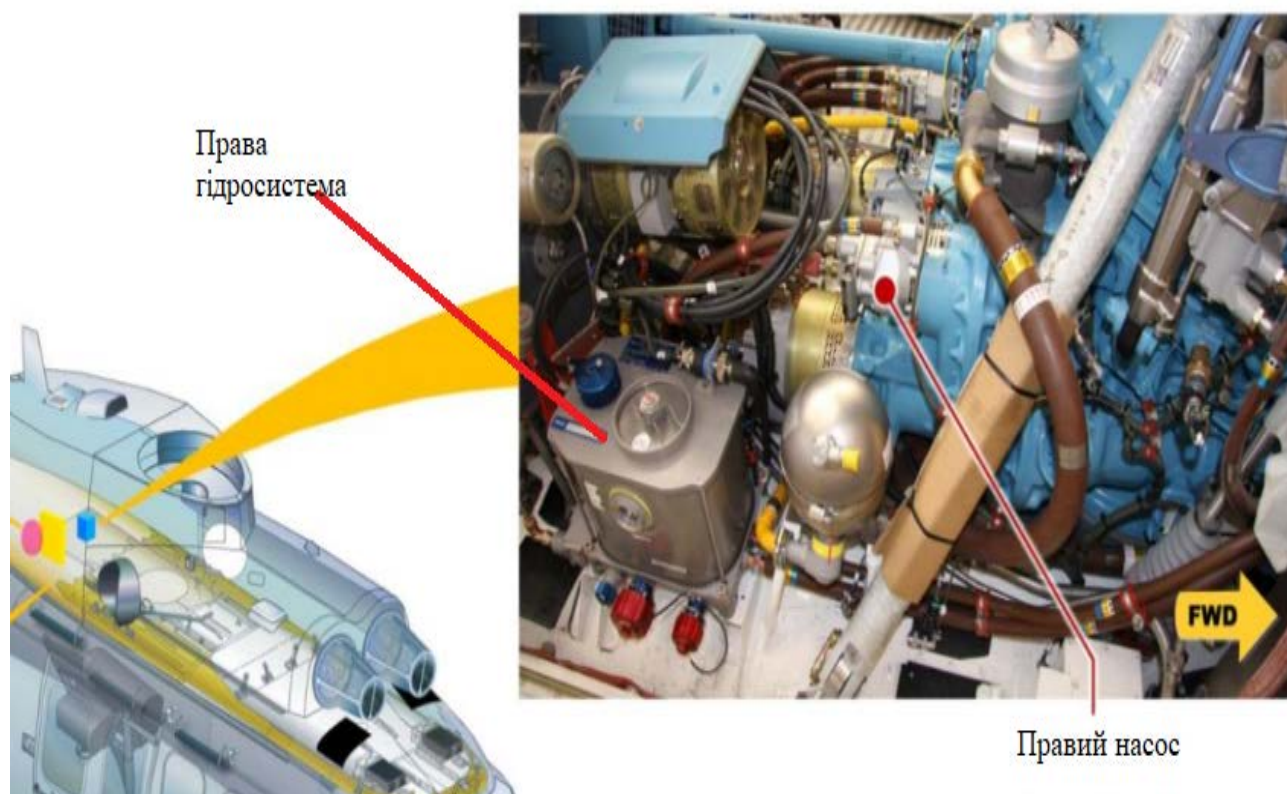
**Рисунок 2.22**

Як приклад можна подивитись розміщення на борту даної гідравлічної системи.

Якщо розглядати також і Ліву гідравлічну систему вони мають багато спільного але ліва система керує гідропідсилювачами.

Основним призначенням лівої гідравлічної системи є живлення:

- основні сервоприводи АП,
- хвостовий сервопривід лівої гідро. системи через запірний клапан (SOV),
- Система автоматичного пілотування (AP),
- через зворотний клапан допоміжний контур:
  - гальмо ротора (RB),
  - через обмежувач, гальма шасі (L/G) і L/G система втягування та висування,
  - гідрогенератор.



**Рисунок 2.23**

Виконано дослідження гідравлічної системи гвинтокрила по типу Ми-8МТВ, надано пропозиції щодо поліпшення експлуатації системи.

Розглянуто гідравлічну систему вертольоту ЕС225, можемо побачити, що даній системі є дублюючий насос електричного типу, тобто при відмові основної гідравлічної системи електро насос зможе виконувати його функції і пілоти збережуть керування, що не призведе до катастрофи. Керується даний насос, як в ручному режимі, так і абсолютно автоматично за допомогою датчика тиску в системі.



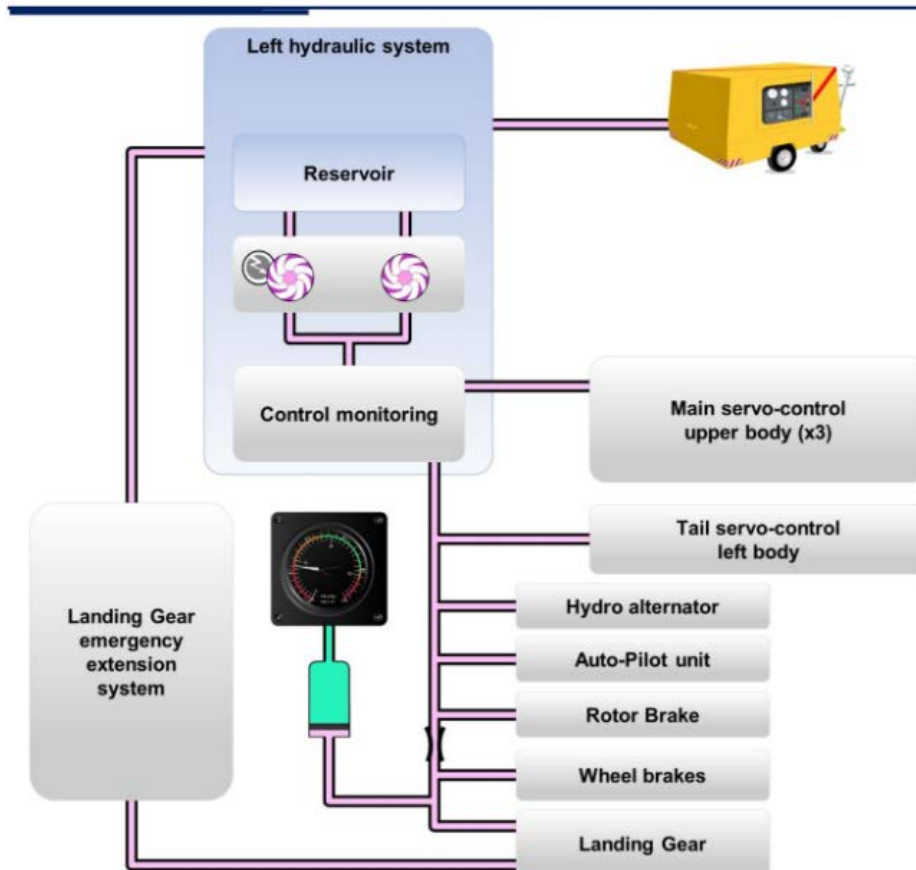


Рисунок 2.24 –

### Висновки

Дивлячись на данну систему можна сказати , що вона більш легша в експлуатації а саме головне надає нам змогу уникнути більшості катастроф, і надає повний збір інформації по системі, що в будь якому разі підвищує надійність системи ПС.

Розглянуто інші види ПС схожого типу.

З розвитком авіації виникають нові причини авіакатастроф.

Для того щоб знизити кількість авіакатастроф, необхідно враховувати всі фактори, що впливають на безпеку на повітряному транспорті, адже будь яка авіакатастрофа - це сукупність факторів, кожна подія має свої особливості. Повністю уникнути авіакатастроф неможливо, але необхідно прагнути до того, щоб звести ці події до мінімуму.

Способів зменшення кількості авіакатастроф безліч, але, на жаль, не всі авіакомпанії вживають відповідних заходів. До тих пір, поки кожен співробітник, кожна людина, що працює в авіації, що не буде якісно і сумлінно виконувати свої обов'язки, кількість авіакатастроф буде рости

### 3. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

#### 3.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх и міжнародних перевезень пасажирів и вантажу

##### 3.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України за чисельністю населення.

Київ - 2,89 млн.

Харків - 1,45 млн.

Одеса - 1,1 млн.

Дніпропетровськ - 1 млн.

Львів - 0,75 млн.

Полтавська обл. - 1,5 млн.

#### Пасажироперевезення за 2019 рік

Обсяг пасажирських перевезень авіакомпаніями, згідно з оперативною статистикою Державної авіаційної служби України, за січень-вересень 2019 року зросли на 26,6% в порівнянні з відповідним періодом 2017 року - до 6,191 млн. Чол.

Пасажироперевезення авіакомпаній країни на міжнародних лініях виросли на 26,4% і склали 5,602 млн. Чол.

Пасажиропотоки через аеропорти України за дев'ять місяців зросли на 16,8% - до 9,652 млн. Чол., в т. ч. в міжнародному сполученні - на 15,4%, до 8,451 млн. Чол.

#### Можливе число людей, що використовують авіатранспорт.

Для визначення можливого числа людей, що використовують авіатранспорт, будемо користуватися даними щорічного дослідження "Середній клас в Україні" від ГФК-УСМ.

Дані цього дослідження говорять, що дохід(табл 2.2) від 700 до 1000 доларів на місяць має 3,5% від всього населення України. Цю цифру і будемо використовувати при подальших розрахунках, тобто знайдемо 3,5% від кількості жителів у кожному місті з таблиці 1.

Формула буде мати вигляд:  $\frac{\text{население региона (чел)}}{100\%} \times 3,5\%$

Таблиця 2.2 .Кількість населення з доходом 700-1000 дол / міс.

Місто	Кількість населення (осіб) з доходом 700- 1000 дол / міс.
1.Київ	101 150 чоловік
2.Харьков	50 750 осіб
3.Одеса	38 500 осіб
4.Днепропетровск	35 000 чоловік
5.Львов	26 250 чоловік
6. Полтавська обл ..	52 000 чоловік

Позиціонування базового обслуговуючого аеропорту і місця розташування кінцевих пунктів перевезення для визначення дальності безпосадового польоту і витрат часу на доставку пасажирів

Прийmemo Харківський аеропорт за базовий. Для визначення кінцевих пунктів перевезення, потрібно проаналізувати потреби людей використовують авіатранспорт.

Потреби в перевезеннях українського населення діляться на два види:

- 1.Туристическіе;
- 2.Бізнес - поїздки.

Туристичні поїздки, як правило, сезонні: влітку - морські курорти, взимку-гірничо-лижні. Вони носять масовий характер і в розпал сезону можна розраховувати на повне заповнення місць в літаку.

Бізнес - поїздки не носять такого масового характеру, як туристичні, але вони більш рівномірно розподілені і не залежать від сезону.

Виберемо туристичні напрямки, актуальні в нинішній геополітичній ситуації:

- Харків-Анталья (Туреччина);
- Харків-Каїр (Єгипет);
- Харків-Варшава (Польща);
- Харків-Одеса;
- Харків-Відень (Австрія);
- Харків-Туніс;
- Харків-Івано-Франківськ;
- Харків-Тель-Авів (Ізраїль).

Виберемо бізнес - напрямки:

- Харків-Київ;
- Харків-Дніпропетровськ;
- Харків-Львів;
- Харків-Тель-Авів (Ізраїль);
- Харків-Одеса.

### Оцінка соціального складу пасажирів по платоспроможності для обліку можливої ціни квитка

Як видно з таблиці 4.1.1., В Харкові проживає мінімум 50 750 платоспроможних осіб з щомісячним доходом середнього класу. До них потрібно додати 0.5% (7250 осіб), від населення Харківського регіону, які відносяться до заможного класу з доходом понад 1500 дол. / Міс. і використовують літаки, як основний засіб пересування між регіонами.

В результаті під потенційних споживачів в Харкові потрапляють 58 000 чоловік, які мінімум 1 раз на рік користуються послугами авіаперевезень. 15% з цих споживачів належать до заможного класу, які, швидше за все, будуть купувати квиток бізнес - класу. З цього можна дійти висновку, що місць економ класу в літаку буде 85% від усієї кількості, а решта 15% це будуть місця бізнес-класу.

#### **3.1.2 Результати дослідження ринку перевезень**

Проаналізувавши можливі напрямки туристичних і бізнес маршрутів, можна помітити, що деякі міста є в обох списках, тобто є туристичними і бізнес центрами одночасно. Це Тель-Авів і Одеса. У Тель-Авіві тропічно-екваторіальний клімат, це означає, що туристи будуть туди їхати, не залежно від сезону, тому що там завжди тепло і завантаження повітряного судна буде достатньою, щоб окупати рейси. З огляду на вищевикладені фактори, можна пускати рейс кожні 3 дні розраховуючи на повне завантаження туди і назад.

Так само досить популярним рейсом може бути напрямок Харків - Івано-Франківськ. Цим рейсом літають туристи на гірськолижні курорти в зимовий час з середини листопада, по середину березня, тобто 4 місяці на рік можна буде пускати цей рейс, розраховуючи на повне завантаження туди і назад кожні 5 днів.

### **3.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації вертольота**

Основні характеристики вертольоти:

- |  |        |
|--|--------|
| • Максимальна злітна маса, кг              | 11107; |
| • Максимальний запас паливо, кг            | 1332;  |
| • Максимальна цільове<br>НАВАНТАЖЕННЯ, кг, | 5000;  |
| • Радіус лопаті НВ, м,                     | 9,4;   |

- Довжина вертольоти, м, 21,63
- Число пасажирів, чол., 30
- ШВИДКІСТЬ польоти, км / год, 300
- Кількість Членів екіпажу, чол., 2
- Двигуни -ТВ7-117В 2

Масові характеристики:

- $m_{кр} = 126$  кг - маса лопаті;
- $m_{ф} = 4101,9$  кг - маса фюзеляжу;
- $m_{оп} = 95$  кг - маса хб;
- $m_{ш} = 103,5$  кг - маса шасі;
- $m_{об} = 1700$  кг - маса обладнання;
- $m_{су} = 909$  кг - маса сілової установки;
- $m_{ек} = 160$  кг - маса екіпажу;
- $m_{пл} = 6168$  кг - маса планера;
- $m_{пс} = 11107$  кг - маса порожнього вертольоти.

### 3.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр

#### ПОЛЬОТУ

Витрати на експлуатацію даного типу вертольота (СПП), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{шт} = A + B, \text{ де}$$

А - прямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол .;

Б - непрямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол ..

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію і капітальний ремонт і технічне обслуговування літака (планера) і двигунів, на паливо і заробітну плату льотно-підйомного складу (ЛПС) з нарахуваннями.

Непрямі витрати включають в себе витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПП, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і т.д. ), крім витрат по ремонтним заводам і лінійним майстерням (ЕРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ГА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації вертольота під час перевезення пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається за формулою:

$$C_{ТКМ} = \frac{A + B}{m_{ГР} \cdot K_3 \cdot V_P},$$

де  $m_{ГР} = 5000$ кг, - максимальне комерційне навантаження вертольота;

$V_P = 280$  км / год - рейсова швидкість вертольота;

$K_3 = 0,65$  - коефіцієнт використання навантаження вертольота.

Величина рейсовий швидкості вертольота визначається на підставі його крейсерській швидкості. Рейсовий (технічна) швидкість - це середня швидкість безпосадочного польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту посадки. Рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_p = \frac{L \cdot V_{кр}}{L + V_{кр} + \Delta t},$$

де  $V_{кр} = 280$  км / год - крейсерська швидкість вертольота;

$L = 800$  км - безпосадочна дальність польоту;

$t = 0,190$  - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою вертольота, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах). Величина цих витрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_p = \frac{800 \cdot 280}{800 + 280 + 0,190} = 207 \text{ км/час}$$

Прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i,$$

де  $A_1$  - витрати на амортизацію і капітальні ремонти вертольота (планера);

$A_2$  - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

$A_3$  - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

$A_4$  - витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок;

$A_5$  - заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

$A_6$  - вартість палива;

$A_7$  - інші прямі витрати.

Все  $A_i$ , беремо в розрахунок на один льотну годину.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи вертольота, визначимо за формулою:

$$A_1 = K_1 \cdot C_c \cdot \frac{1 + K_{PC} \cdot \left( \frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}$$

де  $K_1 = 1,065$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.).

$C_c$  - ціна вертольота без двигунів, дол.

При проведенні дослідження світового ринку регіональних пасажирських літаків, ми встановили, що середня ціна вертольотів-аналогів становить 12-15 млн. Доларів. Для того щоб проєктований гелікоптер був конкурентно здатним вже існуючим машинам не тільки по ЛТХ але і за ціною приймемо ціну з урахуванням ПДВ 10 млн. доларів

Ціна без ПДВ, що дорівнює 20%, становитиме:

$$C_c = \frac{C_{сндс} \cdot 100}{120} \text{ (МЛН. Дол.) } C_c = \frac{10 \cdot 100}{120} = 8,3 \quad K_{HBO} = 1,61$$

$K_{сер} = \left( \frac{35 \cdot 10^5}{m_{пс} \cdot \sum n_c} \right)^{0,4}$  - коефіцієнт, що враховує серійність проектного вертольота;

$\sum n = 15$  - кількість вертольотів в серії;

$$K_{сер} = \left( \frac{35 \cdot 10^5}{11107 \cdot 15} \right)^{0,4} = 3,38$$

$K_v = \frac{1}{2} \cdot \left( 1 + \frac{V_{кр}}{800} \right)$  - коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість польоту проектного вертольота.

$K_{кр} = 280$  км / год - крейсерська швидкість вертольота.

$$K_v = \frac{1}{2} \cdot \left( 1 + \frac{280}{800} \right) = 0,675$$

$K_{рс}$  - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту вертольота до ціни вертольота:

$$K_{рс} = 0,11 + \frac{5 \cdot 10^4}{C_c} = 0,116$$

/ Для вертольотів місцевих повітряних ліній:

$$T_c = 50000 \text{ (годин)}; \text{ дол. / ч. } t_c = 10000 \text{ (годин)} A_1 = 259$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів, дол. / Ч, визначаються за формулою:

$$A_2 = K_2 \cdot n_{дв} \cdot C_{дв} \cdot \frac{1 + K_{рДВ} \cdot \left( \frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1 \right)}{T_{ДВ}}$$

де  $K_2 = 1,07$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$n_{дв} = 2$  - кількість двигунів, встановлених на вертольоті;

$C_{дв}$  - ціна одного двигуна, дол. .:

$$C_{дв} = 61,183 \cdot K_{HBO} \cdot N_{E_{max}} \quad K_{HBO} = 1,61$$

$N_{E_{max}} = 1450,6$  кВт - максимальна потужність двигуна;

$$C_{дв} = 61,183 \cdot 1,61 \cdot 1450,6 = 142891 \text{ дол.}$$

$$T_{дв} = 10000 \text{ ч; } t_{дв} = 5000 \text{ ч; } K_{рДВ} = 0,6; \text{ дол. / ч. } A_2 = 49$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера ( $A_3$ ) і двигунів ( $A_4$ ), Дол. / Ч, складаються з витрат на матеріали та запасні частини, заробітну плату технічних працівників, зайнятих безпосередньо технічним обслуговуванням і ремонтом літаків і двигунів, і визначаються так:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{пс}) \cdot m_{пс}$$

$K_3 = 0,35$  - коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$$K_4 = 1,13; \text{ кг; дол. / ч } m_{пс} = 11107 A_3 = 40$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{ДВ} \cdot \sqrt{R_{\max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{ДВ}}$$

$K_2 = 1,07$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$$K_5 = 1; \text{ кВт}; R_{\max} = N_{E_{\max}} = 1450,6$$

$$T_{ДВ} = 10000 \text{ ч. дол.} / \text{ ч. } A_4 = 18,41$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за один льотну годину ( $A_5$ ), Дол. / Ч розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць:

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot n_{ПАСС} - 0,00237 \cdot n_{ПАСС}^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot n_{ПАСС}^3),$$

$n_{ПАСС} = 30$  чол. - максимально можливе число пасажирських місць на даному вертольоті;

$$A_5 = 24,8 \text{ дол.} / \text{ ч.}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту ( $A_6$ ), Дол. / Ч, розрахуємо за формулою:

$$A_6 = \frac{m_T \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{ДВ}}$$

$m_T = 0,1202$  - відносна маса палива;

$m_0 = 11107$  кг - злітна маса вертольота;

$t_{\Sigma} = 4,4$  ч - сумарний час польоту;

$$A_6 = 151,4 \text{ дол.} / \text{ ч.}$$

Інші витрати складають для вертольота:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i,$$

$$A_7 = 38 \text{ дол.} / \text{ ч.}$$

$$A_{\Sigma} = 542,61 \text{ дол.} / \text{ ч}$$

Непрямі витрати (Б) включають в себе витрати по амортизації, поточного ремонту та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом вертольоти-моторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що припадають на годину польоту.

Отже, для даного вертольота непрямі витрати складуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} = 0,4 \cdot 542,61 = 217,1$$

Витрати на експлуатацію даного вертольота, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину) становить:

$$C_{\text{ВП}} = A + B,$$

$$C_{\text{ВП}} = 542,61 + 217,1 = 759,71 \text{ дол.} / \text{ ч.}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{ГР} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{759,71}{5 \cdot 0,35 \cdot 207} = 2,097 \text{ дол.} / \text{ ТКМ.}$$



### 3.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

#### 3.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку вертольотів даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр, визначимо за формулою:

$$V_{AK} = \frac{ЦБ * n_{пасс} * K_3}{m_{гр} * V_p * \tau} = \frac{1137 * 30 * 0,35}{5 * 207 * 4,4} = 2,622 \text{ долл./ткм.}$$

$$ЦБ = \frac{m_{пн} * V_p * \tau * C_{ТКМ}}{n_{пас} * K_3} = 909,5 \text{ долл.}$$

$\tau$  - середній час польоту, ч;

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку вертольотів даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр, розрахуємо за формулою:

$$П_{AK} = V_{AK} - C_{ТКМ} = 2,622 - 2,097 = 0,525 \text{ дол. / ткм}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбитковості експлуатації вертольота даного класу. Запишемо формулу у вигляді:

$$V_{AK} = C_{ТКМ} + П_{AK}, \text{ де } П_{AK} = 0 \text{ (Умова беззбитковості),}$$

і поклавши невідомої ціну квитка (ЦБ) в виручці, отримаємо:

$$\frac{ЦБ * 30 * 0,35}{5 * 207 * 4,4} = 2,097 \text{ дол. } ЦБ = 909,5$$

При рентабельності 25%, ціна квитка:

$$ЦБ = 1,25 * 909,5 = 1136,875 \approx 1137 \text{ долл.}$$

## ВИСНОВКИ

В даному розділі був проведений розрахунок витрат на експлуатацію та обслуговування літака і двигуна, що склало:

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака 259 дол. / Ч - витрати на амортизацію і капітальні ремонти вертольота (планера);

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів 49 дол. / Ч витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера 40 дол. / Ч витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок 18,41 дол. / Ч.

Повна собівартість експлуатації вертольота під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху 2,097 дол. / Ткм.

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку гелікоптера даного типу, яка припадає на один тонно-кілометр 2,622 дол. / Ткм.

А також була розрахована собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр 0,525 дол. / Ткм, і визначена ціна квитка яка склала в середньому тисяча сто тридцять сім дол на політ тривалістю 4,4 години.

## Бібліографічний список

- 1) Розробка авіапроекту літака. А. К. М'ялиця, Л. А. Малашенко, О. Г. Гребеніков, Є. Т. Василевський, В. М. Клименко, О. О. Сердюков, 2010. – 237 с.
- 2) Наближене визначення основних параметрів літака (Ч1, Ч2). В. М. Клименко, О. О. Кобилянський, Л. А. Малашенко. - Х.: ХАІ, 1986. – 40 с.
- 3) Основи аерокосмічної техніки (Ч1, Ч2). В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.М. Федотов. – Х.: ХАІ, 2003.
- 4) Конструкція і експлуатація вертольоту Ми-8МТВ-1. Дерев'янку І. Г. – КЛК НАУ, 2011. – 188 с.: іл.
- 5) Авіаційні правила. Частина 1. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. – М. МАК, 1993. – 483 с.
- 6) Розрахунок аеродинамічних показників літака. Ч1. В. І. Холявко. – Х.: ХАІ. 1991. – 72 с.
- 7) Training manual EC225 LP. Airbus. 2018. – 500 с.
- 8) Аеродинаміка та динаміка польоту. В. А. Семенчін, В. А. Захаренко, В. В. Чмівж. – Конспект лекцій. – Х.: ХАІ, 2003. – 381 с.
- 9) Мхітарян А. М. Аеродинаміка. М: Машинобудування, 1976. – 448 с.: іл.
- 10) Технічна експлуатація літальних апаратів: Учеб. для вузів / Н. Н.Смірнов, Н. І. Володимиров, Ж. С. Черненко та ін; За ред. Н. Н.Смірнова. – М: Транспорт, 1990. – 423 с.
- 11) Крохін З. Т., Скрипник Ф. І., Шестаков В. З. Інженерно-організаційні основи забезпечення безпеки польотів у цивільній авіації. – М: Транспорт, 1987. – 175 с.
- 12) Вибір параметрів та експлуатація авіаційних коліс з урахуванням особливостей шин та гальм 6 навч. посібник / В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, Д. В. Тиняков, Н. Г. Толмачов. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є.Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – 85 с.
- 13) Авіаційні правила АП-25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії / Міждерж. авіац. ком.-Жуковський: Вид-во Льотно-дослідний. ін-та ім. М. М.Громова, 1994. – 332 с.
- 14) Техніко-економічне обґрунтування літаків та двигунів у дипломних проектах. А. І. Бабушкін, В. А. Пильщиков, В. А. Різьбяр. А. І. Лисенка, Я. В. Сафронов. – Навч. посібник з дипломного проектування. Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «ХАІ», 2000. – 51