

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків та вертольотів

Пояснювальна записка

до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему

«Удосконалення технічного обслуговування паливної системи багатопільового вертольота транспортної категорії»

ХАІ.103.160опсн.24В.272.9600439 ПЗ

Виконав: здобувач 2 курсу, групи № 160опсн
Галузь знань 27 Транспорт
(код та найменування)
Спеціальність 272 Авіаційний транспорт
(код та найменування)
Освітня програма Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів
(найменування)
Веклич Я.С.
(прізвище та ініціали здобувача (ки))
Керівник: Малков І.В.
(прізвище та ініціали)
Рецензент: _____
(прізвище та ініціали)

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

Факультет Літакобудування
Кафедра 103 «Проектування літаків та вертольотів»
Освітній рівень «Магістр»
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(код та найменування)
Освітня наукова програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доцент Сергій ТРУБАЄВ

“ ___ ” _____ 2024р.

ЗАВДАННЯ
НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ МАГІСТРА
Векличу Ярославу Сергійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема проекту: Удосконалення технічного обслуговування паливної системи багатocільового вертольота транспортної категорії

Керівник проекту: Малков Ігор Владиславович, докт.техн.наук, професор

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

Затверджені наказом Університету № 555-уч від “22” квітня 2024р.

Термін подання студентом проекту 30 червня 2024 року

Вихідні дані до проекту: $m_{ц.н.} = 5000$ кг; $n_{ЭК} = 2$ чел.; $L = 800$ км; $V_{\max} = 300$ км/ч; $V_{крс} = 280$ км/ч; $H_{\text{стат}} = 3000$ м; $H_{\text{дин}} = 6000$ м;

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

1.Конструкторський розділ

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)

1.1.2.4 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

1.2.1. 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 характеристики

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

1.3.1 Розробка майстер-геометрії багатоцільового вертольоту

1.3.2 Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольоту

Висновки

2. Експлуатаційний розділ

Правила експлуатації паливної системи вертольота

Основні положення

2.1 Принцип роботи системи

2.2 Основні елементи паливної системи

2.3 Мливі несправності паливної системи

2.4 Роботи, які виконуються при оперативному та періодичному ТО

Висновки

3. Забезпечення безпеки польотів

- 3.1. Виявлення на аналіз небезпечних і шкідливих факторів проектового вертольота
 - 3.2. Заходи щодо зменшення впливу шкідливих факторів на організм людини при експлуатації проектового вертольота
 - 3.3. Аналіз можливих надзвичайних ситуацій на проектованому виробничому об'єкті
 - 3.4. Заходи підвищення пожежної безпеки польотів
 - 3.5. Визначення та оцінка очікуваної НС (вибух) та території аеропорту
 - 3.6. Розрахунок необхідної кількості нагрівального елемента вертольота
- Висновки

4. Економічний розділ

- 4.1. Маркетингове дослідження ринку внутрішніх та міжнародних перевезень пасажирів та вантажу
 - 4.1.1. Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень
 - 4.1.2. Результати досліджень ринку перевезень
- 4.2. Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації вертольота
- 4.3. Розрахунок повної собівартості експлуатації Лана один кілометр польоту
- 4.4. Оцінка ефективності експлуатації ЛА
 - 4.4.1. Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА

Висновки

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

- майстер-геометрія поверхні вертольота,
 - креслення загального вигляду;
 - модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
 - конструктивно-силове компонування вертольота.
-

Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	Малков І.В.	22/04/24	
2.	Малков І.В.	22/04/2	
3.	Малков І.В.	22/04/2	
4.	Малков І.В.	22/04/2	

Нормоконтроль _____ **Малков І.В.** _____ «____» _____ 20__ р.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Дата надання завдання _____ "22" квітня 2024р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітки
1.	Конструкторський розділ	07/06/2024	
2.	Експлуатаційний розділ	07/06/2024	
3.	Забезпечення безпеки польотів	07/06/2024	
4.	Економічний розділ	07/06/2024	

Студент

_____ **Веклич Я.С.**
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту

_____ **Малков І.В.**
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту: **Технічне обслуговування паливної системи багатоцільового вертольота** 106 с., 39 рис., 4 табл., 4 додатка, 40 джерел.

Об'єкт дослідження – багатоцільовий вертоліт середнього класу.

Мета роботи - інтегроване проектування і параметричне моделювання багатоцільового вертольота та дослідження експлуатації паливної системи вертольота.

Методи дослідження - статистичний аналіз, аналітичний, графічний, методи розрахунку на міцність і методи будівельної механіки, комп'ютерного моделювання.

У дипломному проекті представлено: статистичне проектування вигляду вертольота; інтегроване проектування майстер-геометрії, конструктивно-силового компонування вертольота; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик вертольота., розрахунок показників економічної ефективності і конкурентоспроможності вертольота.

В результаті виконання дипломного проекту був спроектований багатоцільовий вертоліт. Розглянуто компонування паливної системи. Розроблено правила експлуатації та методи уникнення надзвичайних ситуацій.

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

ВЕРТОЛІТ, ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ, ПОЛЯРА, НЕСУЧИЙ ГВИНТ, ПІДЙОМНА СИЛА.

Умови отримання дипломного проекту: дипломний проект знаходиться в науково-технічній бібліотеці університету і може бути виданий тільки з відповідного дозволу завідувача кафедри за письмовою заявою..

Зміст

Вступ.....	9
1.Конструкторський розділ.....	9
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 вертольота, що проектується (злітна маса в нульовому наближенні).....	10
1.1.2.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз.....	10
1.1.2.3 Розробка 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.....	26
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 проектного вертольота.....	44
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів вертольота при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики вертольота.....	45
1.2.1. Визначення льотно-технічних характеристик вертольота.....	45
1.2.1.1. Розрахунок аеродинамічних характеристик несучого гвинта на осьовому режимі.....	45
1.2.1.2. Розрахунок поляри несучого гвинта.....	45
1.2.1.3. Визначення аеродинамічного опору вертольота на крейсерському режимі.....	49
1.2.1.4 Розрахунок льотних характеристик вертольота методом потужностей.....	51
1.2.1.5 Розрахунок припустимих значень висот і швидкостей польоту вертольота.....	54
1.2.2 Вплив проектних параметрів вертольота на його аеродинамічні і масові характеристики.....	56

1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання багатocільового вертольота, який проектується.....	58
1.3.3 Розробка майстер-геометрії багатocільового вертольоту.....	59
1.3.4 Опис майстер-геометрії багатocільового вертольоту.....	60
Висновки.....	61
2. Експлуатаційний розділ. Правила експлуатації паливної системи вертольота.....	62
Основні положення.....	62
2.1 Принцип роботи системи.....	63
2.2 Основні елементи паливної системи.....	65
2.3 Можливі несправності паливної системи.....	78
2.4. Роботи які виконуються при оперативному та періодичному ТО.....	
Висновки.....	83
5. Забезпечення безпеки польотів.	84
3.1 Виявлення та аналіз небезпечних і шкідливих факторів проектованого вертольота.....	84
3.2 Заходи одо зменшення впливу шкідливих факторів на організм людини при експлуатації проектованого вертольота.....	85
3.3 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій на проектованому виробничому об'єкті.....	87
3.4 Заходи підвищення пожежної безпеки.....	88
3.5 Визначення та оцінка очікуваної НС (вибух) на території аеропорту.....	89
3.6 Розрахунок необхідної кількості нагрівального елемента вертольота.....	93
Висновки.....	94
6. Економічний розділ.....	95
4.1. Маркетингове дослідження ринку внутрішніх та міжнародних перевезень пасажирів і вантажу.....	95
4.1.1. Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень.....	95
4.1.2. Результати дослідження ринку перевезень.....	97
4.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації вертольота.....	97
4.3 Розрахунок повноґ собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту.....	98
4.4 оцінка ефективності експлуатації ЛА.....	102
4.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА.....	102
Висновки.....	103
Список літератури.....	104
ДОДАТОК А - Таблиця «Визначення параметрів вертольота».....	
ДОДАТОК Б - Загальний вигляд вертольота.....	
ДОДАТОК В - КСС вертольота.....	
ДОДАТОК Г - Розрахунок аеродинамічних характеристик.....	

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 судей (ПС) нерозривно пов'язані один з одним і безпосередньо залежать від властивостей ПС і досконалості авіаційного комплексу, у складі якого вони функціонують. Істотною 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 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

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 одnogвинтової схеми, яка допоможе в проведенні аналізу та обробці інформації, а також буде сприяти досягненню цілей стандартів при будівництві та отриманні 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 підвісі;
- 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 одьогвинтової схеми, які допоможуть в аналізі та обробці отриманої інформації, а так само будуть сприяти орієнтуру до етапів 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 задачу 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 ваговій 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-учасниках 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 ваговій 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 вертольота	Позначення	Розмірність	Назва вертольотів						
			Mi-38	S-92	EC.725	AS.321	S-65	DiAl	
Загальні дані									
Країна	-	-	RUS	USA	FRA	IND	USA	UKR	
Рік випуску	-	-	2003	2004	2000	1959	1964	-	
Призначення	-	-	БЦС	БЦС	БЦС	ТС	ТС	БЦС	
Льотно-технічні характеристики									
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 стеля	$H_{ст}$	м	2500	3000	2210	2170	2440	2500	
Динамічна стеля	$H_{динь}$	м	5200	4570	6000	3150	6220	5600	
Дальність польоту	T	ч	5	5	6,5	4	4,5	5,5	
Окружна швидкість	H_B	ω_R	м/с	-	-	-	-	-	215
	PB	ω_{PB}	м/с	-	-	-	-	-	-
Вагові характеристики									
Нормальна злітна маса	m_0	кг	14200	10930			16510		
Максимальна злітна маса	m_{max}	кг	15600	12020	11200	13000	19050	16108	
Маса порожнього вертольоту	$m_{пуст}$	кг	8300	6895	4960	6915	10650		
Маса комерційного навантаження	$m_{ком}$	кг	6000	4536	5000	5000	5000	5000	
Кількість екіпажу	$n_{эк}$	чель.	2	2	2	2	2	2	
Кількість пасажирів	$n_{пас}$	чель.	32	24	29	30..44	До 55	30	
Маса палива	m_T	кг	-	2327	-	3975	-	3200	

Продовження таблиці 1

Параметри і характеристики вертольота	Позначення	Розмірність	Назва вертольотів					
			Мі-38	S-92	EC.725	AS.321	S-65	DiAl
Дані сигової устанвоки								
Кількість і тип двигунів	-		2 ГТД TB7117B	2 ГТД СТ7-8A	2 ТВаД Turbo meca Makila 2A	3 ГТД Turbome ca Makila C6	2 ГТД T64GE-412	2 ТВаД TB7117B
Злітна потужність двигуна	N _{дв}	кВт	1838,78	1879	1567	1550	2887	2050
Геометричні характеристики								
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	НВ	Z	шт	5	4	5	5	5
	РВ	Z _{РВ}	шт	4	4	4	4	5
Ометаема площа НВ	S _{НВ}	м ²	350	231,5	300	280	380	550
Площа стабілізатора	S _{ст}	м ²	2	2	2,1	2	2	2,5
Похідні вельчини								
Вагова віддача по повному навантаженні	k _{пн}	-	0,38	0,377	0,446	0,385	0,31	0,59
Питома навантаження	P	Н/м ²	4614,96	4236,5	4262,85	4293,46	5400	2364
Коефіцієнт заповнення	Σ	-	520	580	475	-	625	495
Подовження лопати НВ	Λ	-	20	15	17	-	17,5	26
Коефіцієнт заповнення РВ	σ _{РВ}	-	0,18	0,22	0,22	-	0,2	0,187
Подовження лопаті РВ	λ _{РВ}	-	6,85	5,7	5,8	-	6,2	8,5

Вертольоти прототипи:

Багатоцільовий середній вертоліт Мі-38

Середній багатоцільовий вертоліт Мі-38 розробляється за замовленням цивільної авіації для заміни парку транспортно-пасажирських Мі-8 і Мі-17. У порівнянні з Мі-17 вертоліт Мі-38 має більш містку вантажопасажирську кабіну і більш ергономічну кабіну пілотів, розраховану на екіпаж з двох чоловік. Розробка вертольота Мі-38 ведеться в рамках спільного підприємства "Євро-Міль". На першому етапі створюється варіант вертольота з двигуном Pratt & Whitney Canada PW-127T/S. Мі-38 - 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-38 - призначений для перевезення пасажирів (включаючи VIP перевезення), перевезення вантажів усередині кабіни і на зовнішній підвісці, пошуково-рятувальних операцій, а також для евакуації хворих. Мі-38 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 кабіни вертоліт обладнується системою кондиціювання 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 приводження. Мі-38 оснащується новітнім пілотажно-навігаційним комплексом, що дозволяє здійснювати стабілізацію кутових положень вертольота в польоті по крейсу, курсу і висоті, контроль роботи двигуна, трансмісії, контроль роботи приладового обладнання. Мі-38 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-38 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 мастиля.

Конструкція. Вертоліт одновішньової 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 передні коштувала кабіни екіпажу, приймач повітряного тиску і передня частина пильзахисні 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 перегонючих 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 натурного макета - Мосаершоу - 1992 р Початок виготовлення двох досвідчих примірників - 1993 р Презентація доопрацьованого макета - МАКС-95.



Рисунок 1.1 – Загальний вигляд вертольота Мі – 38

Багатоцільовий середній вертоліт S – 92

У 1990 році фірма Sikorsky почала розробку середнього багатоцільового і транспортного вертольота нового покоління S-92, 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 тайваньської фірмою "Аероспейс". Розробку обладнання повинні здійснювати відомі фірми "ГЕС-Маркони", "Гамільтон Стандарт" і "Паркер Берта". Буде побудовано 5 досвідчих вертольотів, два цивільних і три військових, які здійнять перші польоти в 1998 році і будуть сертифіковані за американськими і європейськими нормами в 2000 році. Загальна вартість програми розробки оцінюється в 600 мільйонів доларів, ціна вертольота складе 14 мільйонів 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 одновинтовою схемою, з рульовим гвинтом, двома ВМД і трюхопорним 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 16.88м³ 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 (3.11м³) 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 зсувну 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 роликів опори; для полегшення навантаження спорядження в кабіну є вантажна лебідка, а для перевезення вантажів на зовнішній підвісі - гак, розрахований на зусилля 4535кг.

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

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

Шасі забирається, трхопорне, 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.

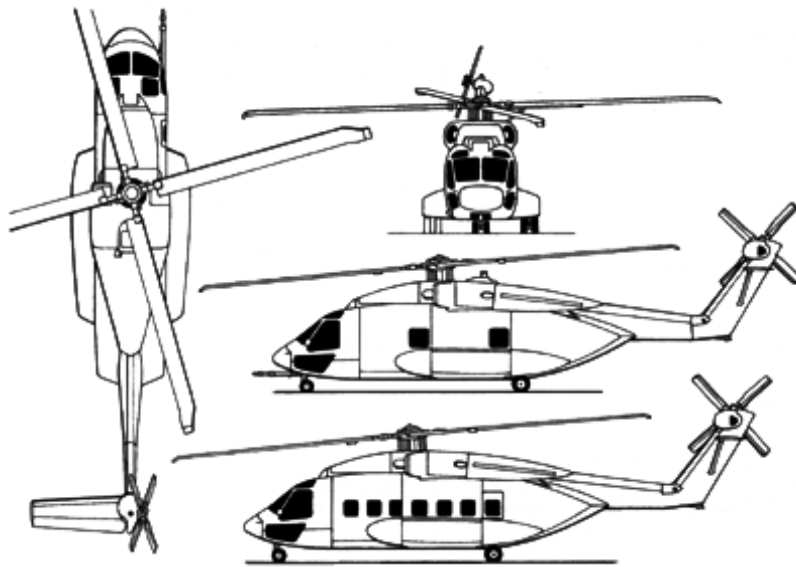


Рисунок 1.2 – Загальний вигляд вертольота S – 92

Багатоцільовий середній вертоліт ЕС.725

На базі вертольота AS 532U2/A2 Cougar Mk.II фірмою Eurocopter був створений модернізований варіант, що отримав позначення ЕС 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 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 еластичними сферичними 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. EC 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 EC 725 - двоє людей. Корисне навантаження - до 29 солдатів або 12 носилок і 4 сидячих місць. У варіанті підвищеної комфортабельності 8-12 чоловік. Крейсерська швидкість польоту на висоті 1000 метрів при злітній вазі 9750 кг складає 296 км / ч. Перегоноча дальність польоту 1400 км. Радіус дії при пошуково-рятувальній операції до 500 км.

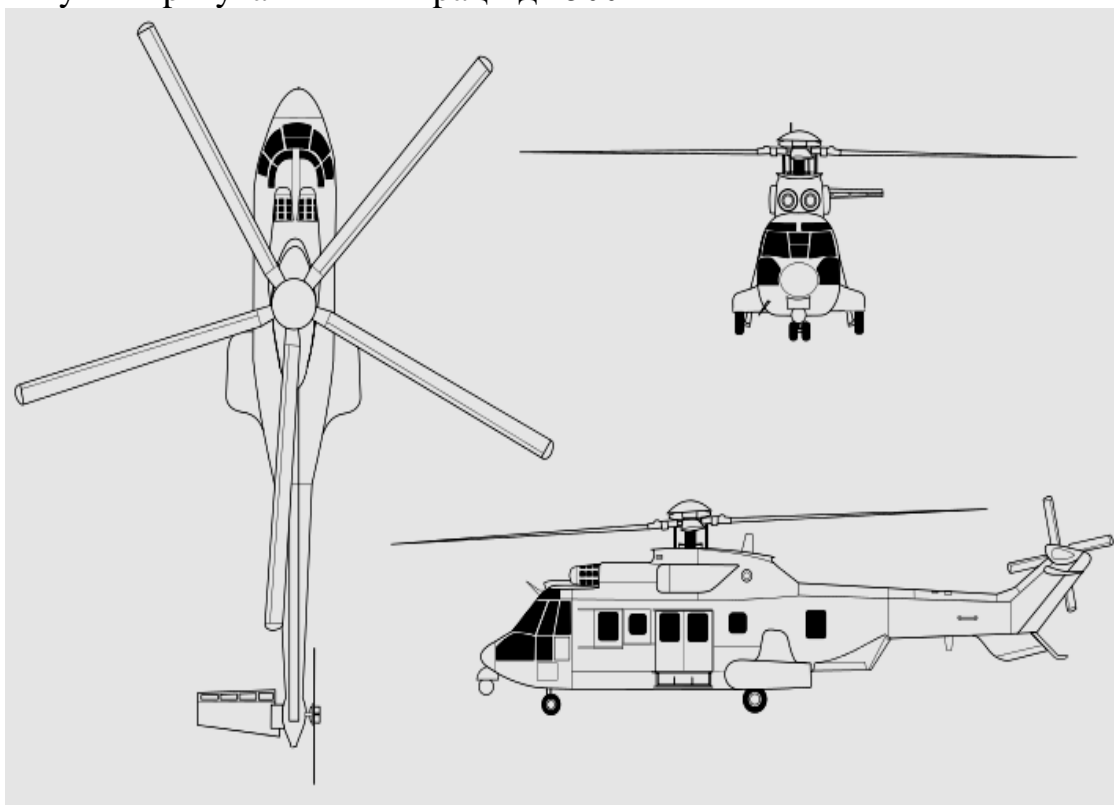


Рисунок 1.3. – Загальний вигляд вертольота EC.725

Транспортний середній вертоліт AS.321

Вертоліт SA.321 "Super Frelon" 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 дослідчий 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 людей; 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 одновинтової схеми, з рульовим гвинтом, трьома ВМД і трьохопорним шасі. Фюзеляж суцільнометалевий, типу полумонок. Нижня частина має кильватость і вилиці, виконана водонепроникною для забезпечення посадки на воду. Кабіна екіпажу двомісна. Вантажна кабіна розміром 7 x 1.83 x 1.9м і обсягом 2.89м³ має задній люк з вантажною рампою (1.9 x 1.9м) з гідрокуванням. У передній частині кабіни праворуч знаходяться 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 шестилопатевими, з шарнірним кріпленням лопатей. Лопаті суцільнометалеві, прямокутної форми в плані, що складаються в протичовновому варіанті. Порожній лопатерон, виконаний з легкого сплаву, має форму носка профілю; до задньої частини лопатерона приклеюються відсіки. Хорда лопаті 0.54м, профіль NASA 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'ятилопатевий, 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. Сильова установка. Три двигуни 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 гольовного редуктора, редукторів двигунів, проміжного редуктора рульового гвинта і сполучних валів. Гольовний редуктор розрахований на передачу потужності 3000кВт. Велика ступінь редукції (1: 29) досягається за допомогою планетарної системи голькоідальних шестерень, спіральньо-конічних зацеплень і двоступеневого епіцклоідального зачеплення з дев'ятьма проміжними шестернями. Від редуктора забезпечується привід масляних і гідравлічних насосів, вентилятора, генератора змінного струму та інших агрегатів; маса гольовного редуктора з усіма агрегатами 750кг. Передача потужності в 370кВт на кермовий гвинт здійснюється за допомогою товкостіньного валя 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 4000ль, 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 4000ль / ч.



Рисунок 1.4 – Загальний вигляд вертольота AS.321

Транспортний середній вертоліт S – 65

CH-53 Sea Stallion - 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» представлено нова модифікація вертольота CH-53K "King Stallion"

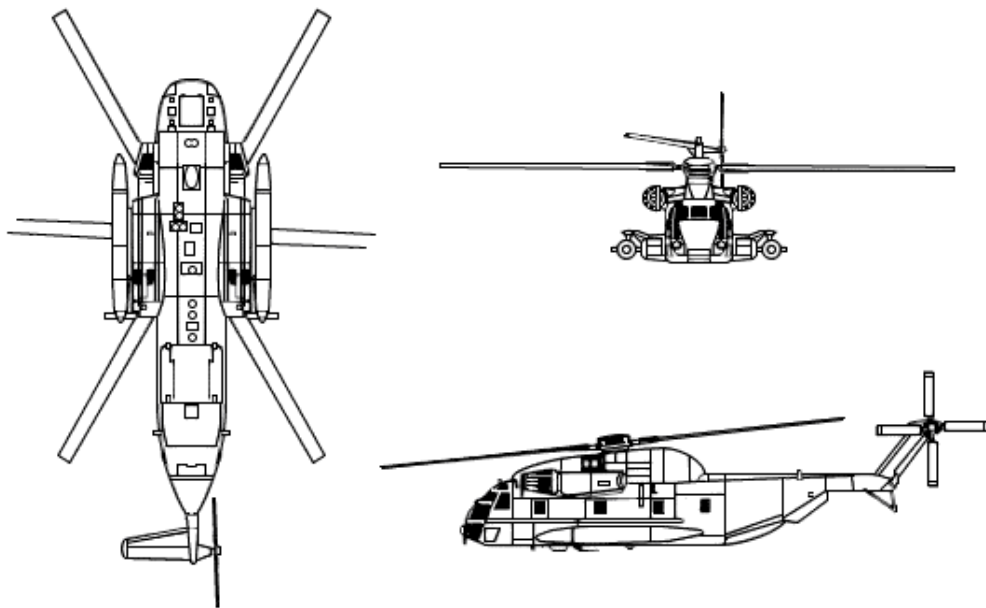


Рисунок 1.5 – Загальний вигляд вертольота S – 65

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 [13] проведено аналіз і узагальнення вимог до перспективних вертольотів-країв 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 течение 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 одної, 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 персоналю 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 крапа потрібне додаткове обладнання для індикації:

- довжини підвіски;
- сили, що впливає на вертоліт 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-края.

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-країв (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-країв слід застосовувати перспективну техніку, наприклад системи зі змінним коефіцієнтом підсилення; стабілізації підвішених вантажів; стабілізації вертольота над точкою висіння по висоті і курсу. Даня вимога набуває особливої важливості з ростом злітної маси вертольота, так як при цьому знижується чутливість керування і зменшується демпфірування кутової швидкості;
- на вертольоті-краї необхідно встановлювати бортову телевізійну устатковку для огляду монтажного майданчика з осовної кабіни і спостереження за областю обертання РВ в разі виконання АСМР на обмеженій площадці;
- на вертольоті-краї повинні бути встановлені прилади, що забезпечують особливо точне вимірювання висоти його висіння над майданчиком монтажу.

З метою поліпшення характеристик керованості вертольота-края 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-края дозволить значно підвищити ефективність застосування вертольотів при транспортуванні вантажів на ЗП проведень 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 [13] 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 (рис. 1.6).

Найбільш досконалим з технічної точки зору є варіант вертольота з додатковою кабіною, встановленою внизу носової частини фюзеляжу (рис. 1.6, а), що пояснюється особливостями її компоновання, малою 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 краєвих операцій, а спеціалізованого вертольота-края з максимальним можливим рівнем уніфікації з іншими серійними ВС.

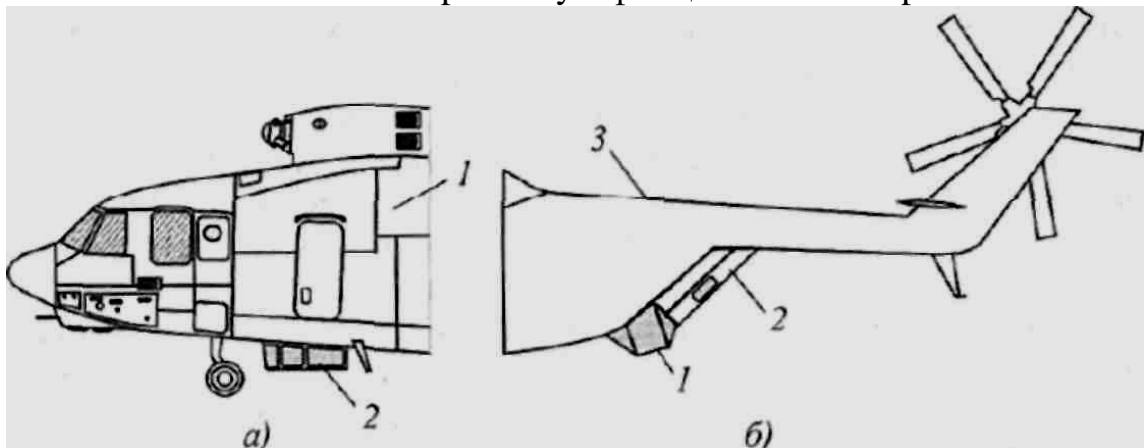


Рисунок 1.6 - Варіанти розміщення додаткової кабіни пілота-оператора: а - передня одномісна кабіна: 1 - фюзеляж; 2 кабіна; б - задня двомісна кабіна: 1 - кабіна; 2 - вантажні стільці; 3 - хвостова частина фюзеляжу

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 підвісі;
- 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 задає 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 задає наступними даними:

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

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

3. Максимальна швидкість польоту $V_{max} = 300(км / г)$. Ця величина призначає 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 вертольоту 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 вертольоту, тобто зміні положення його центру мас відносно осі несучого гвинта, в результаті різного завантаження або вироблення палива під час польоту зміниться лише нахил осі фюзеляжу, а також положення автомату-перекошу та ручки керування. Допустимі експлуатаційні центрування вертольоту 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 відповідають 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 проектного 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 одnogвинтова 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 обраба трюхопорною з передньою опорою. Форма фюзеляжу обраба 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 переважань на елементи конструкції і устаткування. Так, максимальні експлуатаційні переважанья 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 проектованого 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 контрольпридатності повинні відповідати «Загальним вимогам до експлуатаційно-технічних характеристик ПС ЦА».

Параметри стаєа 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°C до $+40^{\circ}\text{C}$.
- відносною вологістю повітря – 98 % при температурах $+35^{\circ}\text{C}$.
- максимальні складова вітру на зльоті і посадку: бічний складова - 10 м / с; зустрічний складова - 15 м / с; попутна складова - 5 м / с.

1.1.3 Розрахунок параметрів вертольота

Визначення злітної маси вертольоту 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 -коефіцієнт, отриманий на основі аналізу статистичних даних, $k_0 = 4,8$

Визначення злітної маси вертольота в першому наближенні:

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

де $k_{\text{пн}}^1$ - коефіцієнт масової віддачі вертольота по повному навантаженні;

$m_{\text{т}}^1$ - відносна маса палива.

Визначення радіуса несучого гвинта (НГ) вертольоту одnogвинтової схеми:

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

де m_0^1 - злітна маса вертольота, кг;

ρ - питома навантаження на площу, ометаючу несучим гвинтом.

Значення питомого навантаження ρ 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 NASA - 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 наступуючої лопаті при азимуті 90° :

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

- ωR - окружна швидкість вертольоту, визначається за формулою:

$$\omega R = (M_{90} \cdot a) \cdot V_{\max}, \frac{m}{c}, \quad (1.6)$$

• ω - кутова швидкість вертольоту, 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 - $H_{\text{динь}} = 6000$ м.

Визначення відносної густини повітря на статичній та динамічній стелі:

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

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

Визначення економічної швидкості біля землі і на динамічній стелі:

Економічна швидкість біля землі V_3 , км / г:

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

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 $V_{\text{динь}}$, км / г:

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

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

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

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

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

ωR , м / с - окружна швидкість лопатей НГ.

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

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

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

Коефіцієнти тяги НГ у землі і на динамічній стелі:

$$C_{T0} = 1,63 \frac{P}{(\omega R)^2}, \quad (1.17)$$

$$C_{T_{\text{динь}}} = 1,63 \frac{P}{(\omega R)^2 \cdot \Delta_{\text{динь}}}, \quad (1.18)$$

Визначення заповнення несучого гвинта:

Заповнення НГ розраховується для випадків польоту на V_{\max} і економічній швидкостях:

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

$$\sigma_{T_{\text{динь}}} = \frac{C_{T_{\text{динь}}}}{[\frac{C_T}{\sigma}]_{V_{\text{динь}}}} \quad (1.20)$$

В якості розрахункової величини заповнення σ НВ приймають найбільше значення з умови:

$$\sigma = \max(\sigma_{V_{\max}}, \sigma_{N_{\text{динь}}}) \quad (1.21)$$

Довжина хорди b несучого гвинта:

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

де z - число лопатей несучого гвинта ($Z_{\text{ль}} = 6$);

Відносьє подовження λ лопатей НВ:

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

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

Потрібна для висіння на $N_{\text{СТ}}$ енергоозброєність вертольоту:

$$\tilde{N}_{\text{СТ}} = \frac{N_{\text{СТ}}}{m_0 g} = \frac{T_0^{1.5} \sqrt{p}}{1,566 \cdot \eta_0 \sqrt{\Delta_{\text{СТ}}}} \quad (1.24)$$

де $N_{\text{СТ}}$ - потрібна потужність, Вт;

g - прискорення вільного падіння, м/с²;

p - питоме навантаження на ометаєму несучим гвинтом площину, Н / м²;

$\Delta_{\text{СТ}}$ - відносьє густини повітря на висоті НСТ;

η_0 - відносьний 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:

$$\begin{aligned} \tilde{N}_{\text{динь}} &= 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\text{динь}}^3) + \frac{p \cdot 1.82}{V_{\text{динь}} \cdot \Delta_{\text{динь}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \\ &\cdot V_{\text{динь}}^3 \Delta_{\text{динь}}, \tilde{N}_{V_{\max}} = \frac{N_{V_{\max}}}{m_0 g} = \\ &= 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\max}^3) + 1,67 \frac{p I_3}{V_{\max}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \\ &\cdot V_{\max}^3 \Delta \end{aligned}$$

Потрібна для висіньня на $N_{\text{динь}}$ енергоозброєність вертольоту $\bar{N}_{\text{динь}}$:
де $\Delta_{\text{динь}}$ - відносна щільність повітря на динамічному стелі,
 $V_{\text{динь}}$ - економічна швидкість вертольота на динамічному стелі,
Питома наведена потужність, $\bar{N}_{\text{взль}}$ необхідна для продовження зльоту з економічної швидкістю:

$$\bar{N}_{\text{взль}} = 0,0164 \cdot \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_3^3) + 1,82 \frac{P}{V_3} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \cdot V_3^3 \quad (1.30)$$

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

Визначення наведених потужностей для різних випадків польоту:

Питома наведена потужність при висіньні на статичному стелі:

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

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

$$\bar{N}_H = 1 - 0,0695 \cdot H_{\text{ст}} \quad (1.32)$$

ξ_0 - коефіцієнт використа́ння потужності силової установка на режимі висіньня; ξ_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:

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

де $\xi_0 = 0,85$ - коефіцієнт використа́ння потужності на максимальній швидкості польоту вертольота;

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

$$\bar{N}_V = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_{\text{max}}^2 \quad (1.34)$$

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

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

де $\xi_{V_{\text{эк}}} = 0,865$ - коефіцієнт використа́ння потужності на економічній швидкості польоту;

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

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

Питома наведена потужність в польоті у землі з економічною швидкістю:

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

де $\xi = 0,865$ - коефіцієнт використа́ння потужності на економічній швидкості польоту, $\bar{N}_q = 1,0$ ступінь дросельюва́ння 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 установка:

Потрібна питома енергоозброєність вертольоту:

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

Вибір двигунів:

Потрібна потужність силової устатковки вертольота буде дорівнювати:

При $H = 0,0$ 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:

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

1.1.4 Вагові характеристики частин вертольота.

1.1.4.1 Визначення відносних мас конструкції п'янера

$$\bar{m}_{\text{пль}} = \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}} + \bar{m}_{\text{упр}} \quad (1.42)$$

де - $\bar{m}_{\text{ф}}$, $\bar{m}_{\text{кр}}$, $\bar{m}_{\text{оп}}$, $\bar{m}_{\text{ш}}$, $\bar{m}_{\text{упр}}$ - 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 $S_{\text{ф}}$, лінійних розмірів фюзеляжу:

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

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

$S_{\text{ф}}$ - площа зовнішньої поверхні;

Визначення відносної маси оперення:

Маса оперення:

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

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

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

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

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

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

Визначення відносної маси шасі:

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

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.

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

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

Визначення відносної маси палива.

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

$$\bar{m}_\Pi = k_T \cdot \frac{C_{e\text{кр}} \cdot L_{\text{max}}}{V_{крс}} \cdot \tilde{N}_{0крс} \cdot g \quad (1.48)$$

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

Питома витрата пального:

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

$\bar{C}_{e\text{Н}}, \bar{C}_{e\text{N}}, \bar{C}_{e\text{V}}, \bar{C}_{e\text{t}}$ – коефіцієнти характеризує зміну питомої витрати пального в залежності від висоти м швидкості польоту, температури навколишнього повітря і ступеня дросельювання двигуна;

$$\bar{C}_{e\text{Н}} = 0.995; \bar{C}_{e\text{N}} = 1,075; \bar{C}_{e\text{t}} = 1.0$$

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

$$C_{e\text{кр}} = C_{e\text{взль}} \cdot \bar{C}_{e\text{Н}} \cdot \bar{C}_{e\text{V}} \cdot \bar{C}_{e\text{t}} \cdot \bar{C}_{e\text{N}} \quad (1.51)$$

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

Відносна злітна потужність двигунів:

$$\tilde{N}_{0крс} = \bar{N}_{крс} \cdot \frac{N_{\text{взль}}}{m_0^1 \cdot g}, \text{кВт/Н} \quad (1.52)$$

Визначення відносної маси двигунів з системами:

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

де $Y_{\text{Дв}}$ – питома маса ТВД:

$$Y_{\text{Дв}} = \frac{2.7}{N_{\text{взль}}^{0.37}} \quad (1.54)$$

де $k_{\text{ТС}}$ – коефіцієнт що характеризує збільшення маси СУ ТЗ, $k_c = 0.07$

Визначення відносної сумарної маси лопатей

$$\bar{m}_{\Sigma\text{ЛНВ}} = \frac{a_{\text{Л}} \cdot k_{\text{Л}} \cdot \sigma_{\text{НВ}}}{\lambda^{0.7} \cdot p} \quad (1.55)$$

де $a_{\text{Л}}, a_{\text{ВТ}}$ – коефіцієнти що враховує конструкторивні особливості лопаті і втулки НГ;

$$a_{\text{Л}} = 27 \cdot R^{0.7} \quad (1.56)$$

$k_{\text{Л}}$ – коефіцієнт відносної маси лопаті $k_{\text{Л}} = 12$;

$\lambda_{\text{НВ}}$ – подовження лопаті НВ:

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

Визначення відносної маси втулки НВ

$$\bar{m}_{\text{ВТНВ}} = \frac{a_{\text{ВТ}} \cdot k_{\text{ВТ}} \cdot k_z \cdot (\bar{m}_{\text{Л}}^{1,35} / z) \cdot (\omega R)^{2,7} \cdot p^{0,35}}{10^5} \quad (1.58)$$

де $k_z = 1,0$ коефіцієнти, що враховують вплив на маси втулок НГ і РГ числа лопатей; $k_{\text{ВТ}} = 0,0527 \frac{\text{кг}}{\text{Н}^{1,35}}$ – ваговий коефіцієнт втулки.

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

Визначення відносної сумарної маси лопатей РВ

$$\bar{m}_{\Sigma\text{ЛРВ}} = \frac{\sigma_{\text{РВ}}}{\sigma_{\text{НВ}}} \cdot \left(\frac{\lambda_{\text{НВ}}}{\lambda_{\text{РВ}}}\right)^{0,7} \cdot \left(\frac{R_{\text{РВ}}}{R_{\text{НВ}}}\right)^{2,7} \cdot \bar{m}_{\Sigma\text{ЛНВ}} \quad (1.60)$$

Визначення коефіцієнта заповнення РГ:

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

Приймаємо $z_{PB} = 4$ шт.

Визначення подовжень лопаті РГ:

$$\lambda_{PB} = \frac{\lambda_{HB} \cdot z_{PB}}{2 \cdot z} \quad (1.62)$$

Визначення відносної маси втулки РВ:

$$\bar{m}_{вт.рв} = \frac{k_{z_{PB}}}{k_{z_{HB}}} \cdot \frac{z_{PB}}{z_{HB}} \cdot \left(\frac{\omega_{PB} R_{PB}}{\omega_{HB} R_{HB}} \right)^{2,7} \cdot \left(\frac{R_{HB}}{R_{PB}} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\bar{m}_{PB}}{\bar{m}_{HB}} \right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{вт.рв} \quad (1.63)$$

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

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

Визначення окружної швидкості лопаті РВ:

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

Визначення відносної маси а гвинтів:

$$\bar{m}_B = \bar{m}_{\Sigma_{LB}} + \bar{m}_{вт.рв} + \bar{m}_{\Sigma_{LPB}} + \bar{m}_{вт.рв} \quad (1.66)$$

Визначення відносної маси гольовного 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 гольовного редуктора, $k_{ГЛР} = 0.12$

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

Визначення відносної маси хвостового редуктора.

$$\bar{m}_{ХР} = \frac{a_{ХР} \cdot (1-\xi)^{0,8} \cdot \left(\frac{\tilde{N}_0 \cdot R_{PB}}{\omega_{HB} R_{HB}} \right)^{0,8}}{p^{0,2}} \quad (1.68)$$

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:

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

Визначення відносної маси силової устафовки:

$$\bar{m}_{СУ} = \bar{m}_{ДВ.С} + \bar{m}_B + \bar{m}_{ГР} \quad (1.71)$$

Маса обладнання:

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

Відносна маса пустого вертольоту:

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

Відносна маса пльєру:

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

Визначення маси повного (цільового) навантаження без палива:

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

Визначення злітної маси вертольоту:

$$m_0^2 = \frac{m_{цн} + m_{эк} + m_{об}}{m_{пн}}, \text{ кг} \quad (1.76)$$

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 цільового навантаження

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

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

Носова частина кріпиться до центральній заклепками, а хвостова стикується 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 ТВ7-117 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 ТВ7-117С. В даний час розроблено ще дві модифікації: ТВ7-117В та ТВ7-117ВК. 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. Двигун володіє більшим запасом газодинамічної стійкості. Конструкція двигуна виконана модульною. Заміна модулів може бути виконана в експлуатаційних умовах. Двигун має більший ресурс, більш простий в обслуговуванні та володіє гарною ремонтопридатністю.



Рисунок 1.7 - Двигуь ТВ7-117ВК

Конструктивні особливості:

Одновальний осецьтробіжний компресор, що складається з п'яти осових і однієї відцетрової ступені; вхідний напрямляючий апарат і напрямні апарату перших двох ступенів - регульовані;

кільцева протипотокова камера згоряння;

2-х ступіньчаста осьова турбіна компресора з охолоджуванними сопловими і робочими лопатками;

2-х ступіньчаста осьова вільна турбіна з висьовком валь відбору потужності назад (на ТВ7-117ВК); на модифікації ТВ7-117В валь відбору потужності виведений вперед;

вихльпної патрубок з поворотом потоку на 60 град. (На ТВ7-117ВК); на модифікації ТВ7-117В вихльпної патрубок виконаний у вигляді осового сопла;

електронно-гидромеханіческая 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 тягнє.

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 педалей 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 навантажень 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 парире дію пікіруючого 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 повзунком автомату перекошу. Керування виконується рукою «шаг-газ». Стабілізатор складається з лівої та правої коньсолей, 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 кляпаю конструкцію, яка складається з льонжерона, нервюр та хвостового стрингера. Льонжерон має стійку з дюралюмінія Д16А, до якої приклепаю кутові профілі з Д16Т-Пр 101-31, що створює верхню та нижню полки льонжерону. Нервюри та хвостовий стрингер штамповані з дюралюмінієвих листів. Стик обох половинок 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 кроштейна хвостової балки.

Відхилення стабілізатора здійснюється за допомогою важеля, прикріпленого до труби болтом через накладки.

1.1.5.5 Розташування НГ з урахуванням обмежень 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 висіненні, вертикальному підйомі і спуску несучий гвинт працює в порівняно простих умовах осової 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 ж 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 гольового 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 осового 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 косою обтікання. При косою 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 лопаті, що рухається проти потоку, створює велику підйомну силу і відчуває більшу лобову опір, ніж лопаті, 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 перекидаючого моменту, що виникає при косій обдувці, а також для розвантаження лопаті від знакозмієних втомних навантажень, що діють на вертикальній площині, встановлений горизонтальний шарнір.

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

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

Креслення загального вигляду проектуваного вертольоту представлений в додатку Б.

1.1.5.6. Вибір схеми трансмісії вертольота

Трансмісія складається з гольовного редуктора, двох муфт вільного ходу, муфти включення трансмісії, гальма несучого гвинта, валів приводу рульового гвинта, проміжного редуктора, редуктора рульового гвинта, проміжного валя, валя приводу вентиляторів, мастильно-повітряного радіатора, з'єднувальних муфт та опор валя. Гольовний редуктор модульної конструкції, має приводи вентиляторів охолодження редуктора і малярської трансмісії рульового гвинта і вертолітних агрегатів.

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

Фюзеляж польової конструкції, в якій сприйняття зовнішніх силових факторів забезпечується спільною роботою поздовжніх елементів і обшивки.

Носова частина являє собою кабіну е, створену навантажними стулками кіпажу з розташуванням сидінь пілотів, органів керування, приборів та інших обладнання. Передня частина створює ліхтар, який забезпечує огляд пілотам. Каркас носової частини складається з п'яти шпангоутів № 1Н - 5Н, поздовжніх балок, стрингерів, штампованих жосткостей та рами ліхтаря. Технологічно носова частина розділяється на підлогу, бортові панелі, стелю, рухомі блістери та шпангоут №5Н.

Центральна частина фюзеляжу представляє собою відсік, розташований між шпангоутами № 1 та 12. Вона складається з каркасу, працюючої дюралюмінієвої обшивки та силових вузлів. Каркас складається з поперечного та поздовжнього наборів: в поперечний набір входять 12 шпангоутів, в тому числі шпангоути № 1 та 12 – стикові, шпангоути № 3, 4, 5, 6 та 7 – силові, а всі інші шпангоути полегшеної конструкції. В поздовжній 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 вищезазначених, сприймають зосереджені навантаження від приєднаних на них агрегатів вертольоту (шасі, силової установки, гольовного редуктора).

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

Задній відсік є продовженням центральної частини фюзеляжу та разом з вантажними стулками створюють задній обвід фюзеляжу. Технологічно відсік створений з окремих панелей та являє собою надбудову створену на вантажною кабіною та плавню переходячи в хвостову балку.

Хвостова балка балячно-стриньгерного типу, має форму усіченого конусу, складається з каркасу та гладкої працюючої дюралюмінієвої обшивки. В каркас входять повздовжній та поперечний силові набори. Поперечний складається з 17 шпангоутів z- образного перетику. Повздовжній набір складається з 26 стрингерів.

Кіцева балка – кльпаної коньструкції складається з кильової балки та обтікача. Каркас кильової балки складається з поперечного (дев'ять шпангоутів) та повздовжнього (льонжерону та стрингерів, виготовлених з кутникових профілів)

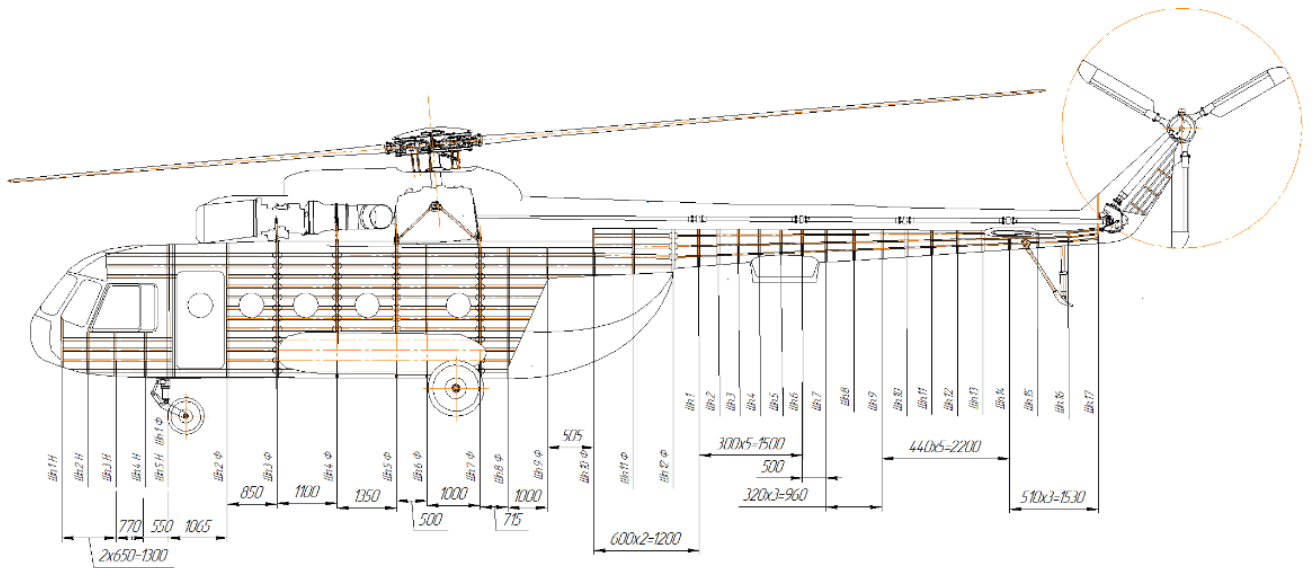


Рисунок 1.8 - Коньструктивно-силова схема вертольоту

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

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

Найважливішим завданням об'ємно-ваговий компоування вертольота є його центрування, тобто визначення центру мас вертольота і приведення його в заданий діапазон полжеень 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 одьогвинтового 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.

Складаємо 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 вагтажів взяті з бічної проекції компоновочного креслення вертольота. Визначимо статичний момент маси основних агрегатів щодо початку координат і складаємо центрувальними відомість.

Креслення КСС проектуваного вертольота представлений в додатку В.

1.1.6 Визначення центру мас

Складаємо центрувальними відомість основних мас вертольота, в якій маси груп основних частин фюзеляжу взяті з відомості мас вертольота, 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 (запас 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 ель.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
Вальї трансмісії	52	11,4	3,8	593	197
Обор. і упр. в кабіні екіпажу	740	1,5	1,8	1110	1332
Обор. вагтажної кабіни	478	5,4	2,25	2581	1075

Пальиво, паливня система	218	5,5	1,4	1199	280
Масльо і масльобаки	120	11,3	4	1356	480
Екіпаж	225	1	2,1	225	472
Комерційного завантаження	2160	6,23	2,5	13457	5400
Пальиво	2423	5,7	1,5	13811	3634
Всього				62160	27226

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

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

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:

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

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

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

m_i (кг) - маси груп фюзеляжу;

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:

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

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

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

m_i (кг) – маси груп фюзеляжу;

m_0 (кг) - маса спорядженого фюзеляжу;

$x_{\text{т}}, y_{\text{т}}$ (м) - координати центра ваги палива при повній заправці вертольота;

$m_{\text{т}}$ (кг) - маса палива.

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

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

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

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

m_i (кг) – маси груп фюзеляжу;

m_0 (кг) - маса спорядженого фюзеляжу;

$x_T, y_T, x_{ком}, y_{ком}, x_э, y_э$ - відповідно координати центрів ваги палива, комерційного навантаження, екіпажу;

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

Результати розрахунку центрування фюзеляжу

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 проектного вертольота

Вертоліт одновинтової 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 ТВ7-117. 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 польумонококової 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 застосування теплозвуко-ізоляційна обробка і встановлення 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 протикорозійного накладкою з титанового сплаву.

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

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

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

Паливна система призначена для подачі палива двигунів. Паливна система складається з паливних баків, системи дреяжу, 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 зверху двигуни.

Трубопроводи паливної системи - тонокстінні 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 Ааналіз 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 багатомодальною роботою - вертоліт може переміщатися в будь-якому напрямку. Кут 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 полярних характеристик 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_{ya} з достатнім ступенем точності можна прийняти однаковими для всіх обраних профілів.

Значення коефіцієнтів C_{xh} 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 НАСА 23012.

η_c - коефіцієнт, що враховує відноську товщину профілю;

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

Коефіцієнт η_c обчислюємо за формулою:

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

де \bar{c} відносна товщина профілю.

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

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

Для НАСА 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 $\varphi_{0,7} = 2; 4; 6; 8; 10; 12; 14$ °;

Індуктивна швидкість в площині гвінта:

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

Відносна швидкопідйомність з урахуванням індуктивної швидкості:

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

Кут протікання уздовж лопаті несучого гвінта:

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

Тоді аеродинамічний кут атаки:

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

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

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

Розподільні характеристики обчислюються за такими формулами:

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

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

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

$$\frac{dm_K}{d\bar{r}} = \frac{dm_H}{d\bar{r}} + \frac{dm_P}{d\bar{r}} \quad (1.87)$$

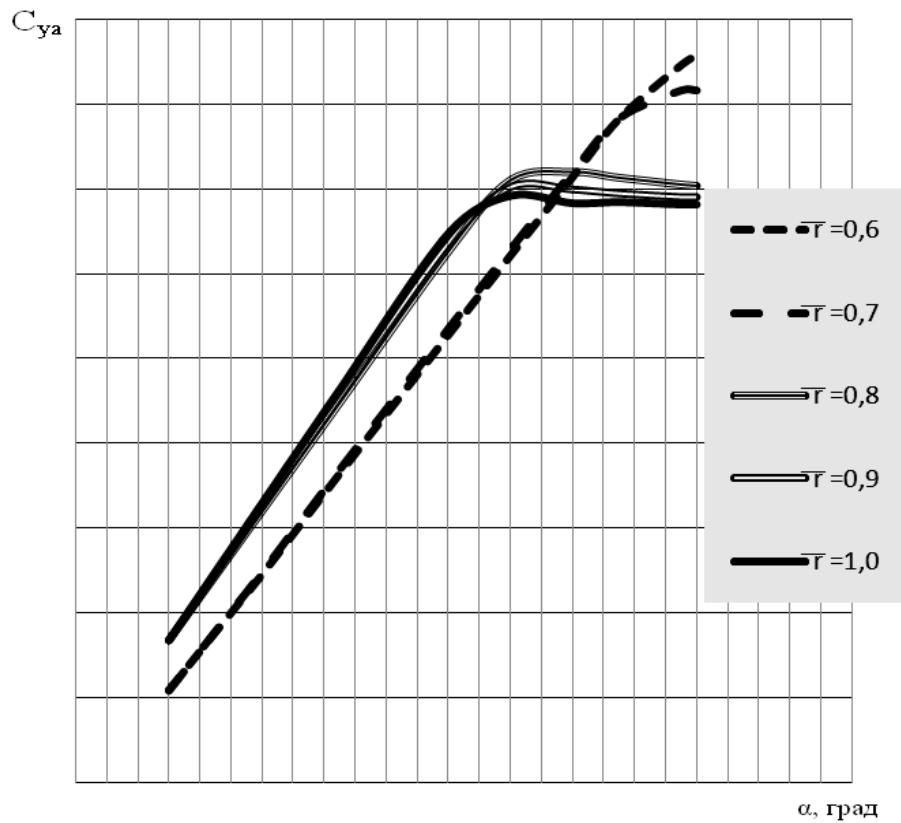


Рисунок 1.9 – Залежність $C_{ya}=f(\alpha)$

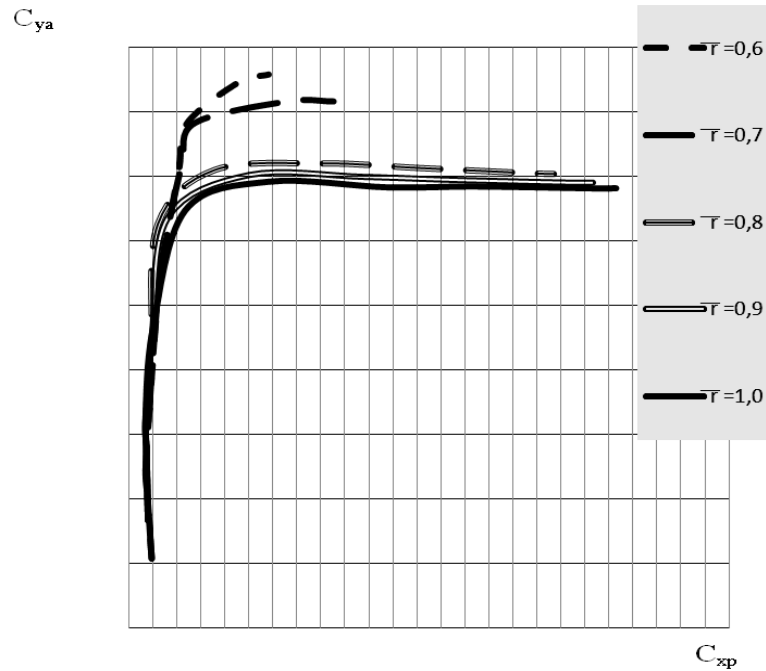


Рисунок 1.10 - Залежність $C_{ya}=f(C_{xp})$

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

Коефіцієнти тяги, індуктивної і профільної потужностей виражаються через отримані розподілені характеристики:

$$C_T = V \cdot \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dC_T}{d\bar{r}} d\bar{r} \quad (1.88)$$

$$m_{и} = \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dm_{и}}{d\bar{r}} d\bar{r}, \quad (1.89)$$

$$m_p = \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dm_p}{d\bar{r}} d\bar{r} \quad (1.90)$$

де V - коефіцієнт кінцевих втрат:

$$V = 1 - 8 \cdot \frac{C_T^*}{K_{\text{ль}}} \quad (1.91)$$

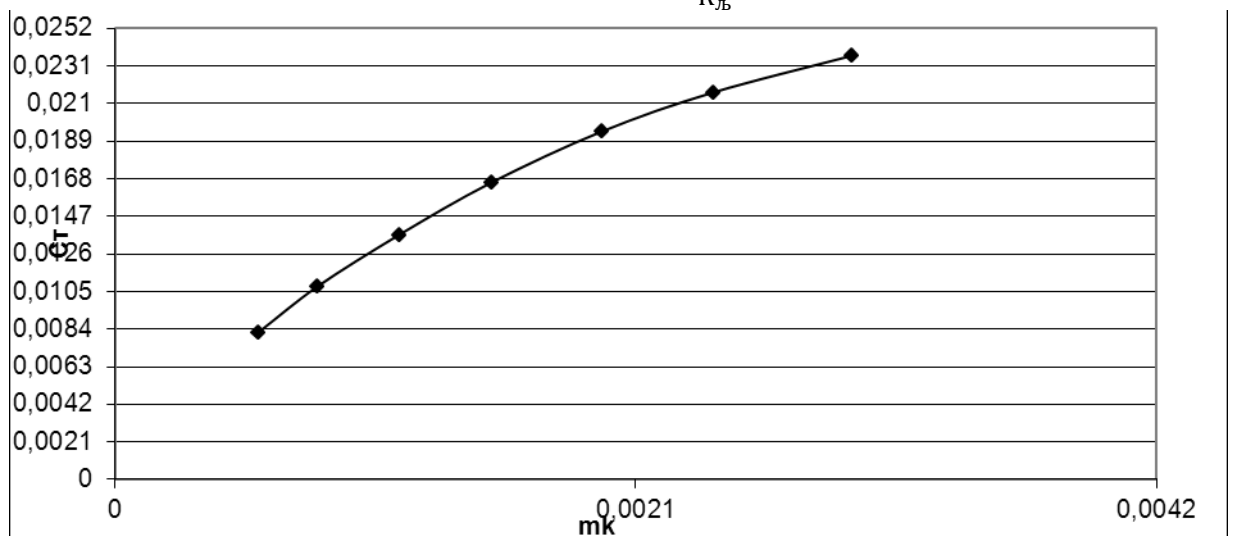


Рисунок 1.11 – Графік Залежність $C_T=f(m_k)$ – поляра несучого гвинта.

Заключним пунктом даного розрахунку є визначення відносного ККД в залежності від кута загального кроку φ :

$$\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2 \cdot m_k} \quad (1.92)$$

Результат дозволяє зробити висновок, наскільки вдало проведено 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 мидельового 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, $Re = \frac{VL_\phi}{\nu}$.

η_c - коефіцієнт, що враховує форму фюзеляжу, залежить від подовження фюзеляжу λ_ϕ .

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

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_α 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 $\Delta C_{x\phi хв} = 0,0375$

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, а саме за 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, $Re = \frac{VL_{\phi}}{\nu}$.

$L_{x.б}$ - довжина хвостової балки;

ΔC_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 того ж 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 $C_{xшSш} = 0,018$.

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

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

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

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

де $\mu_{ре} = \frac{V}{U_{ре}}$ - 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 зведень 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 вертольоту 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 вертольоту. Цей метод заснований на порівнянні потрібної і розташовується потужностей при сталому русі вертольоту. Підводиться потужність до гвинта дорівнює сумі всіх втрат потужності при польоті вертольоту, при цьому з потужності двигуна віднімається потужність, що йде на привід РГ.

Як зазначалося вище, потужність витрачається на подолавання профільного опору гвинта при його абсолютному русі, індуктивних витрат на створення тяги, на подолавання опору всіх елементів вертольоту, 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_{Π} .

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:

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

де $\bar{U}_{иср}$ - середня по диску індуктивна швидкість.

Для визначення $\bar{U}_{иср}$:

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

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

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

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

Після обчислень значень m_r , m_i , i m_{vr} , $m_g = 0$, $m_{кінь} = 0$ 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:

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

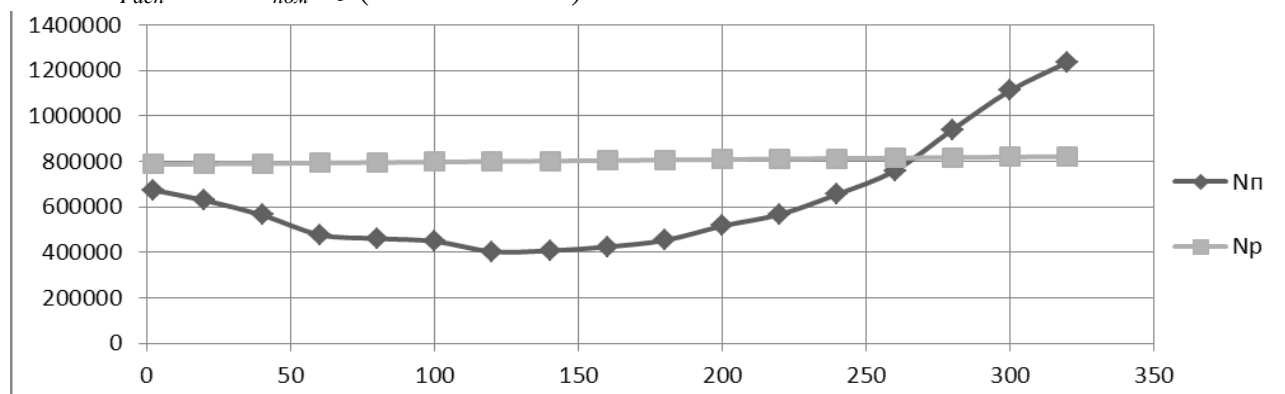


Рисунок 1.12. – Графіки потужності при $H=0$

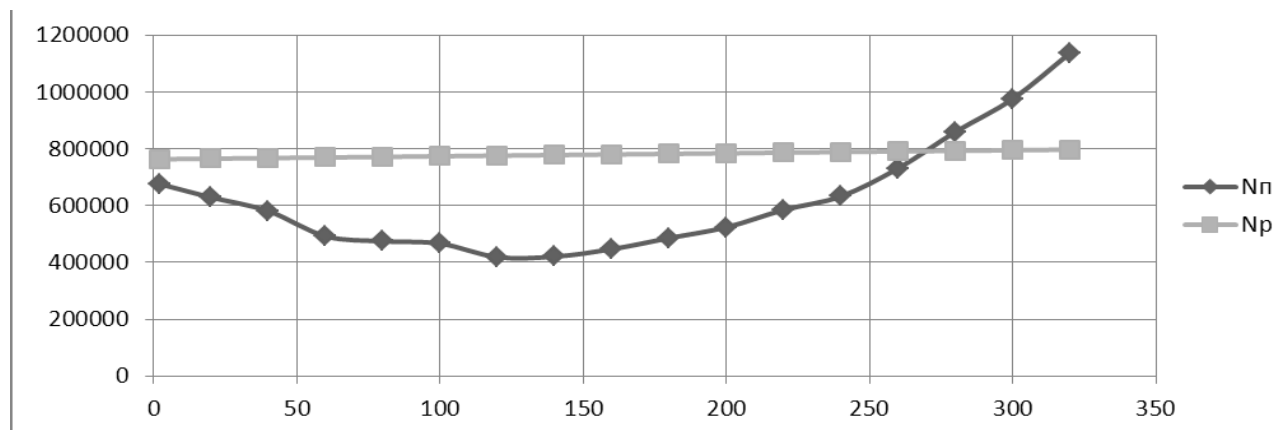


Рисунок 1.13 – Графіки потужності при $H=500$ м

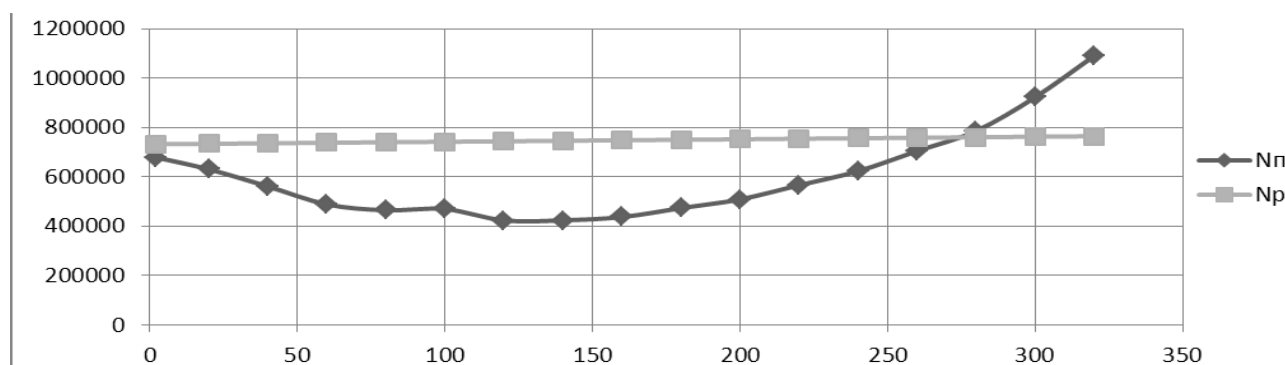
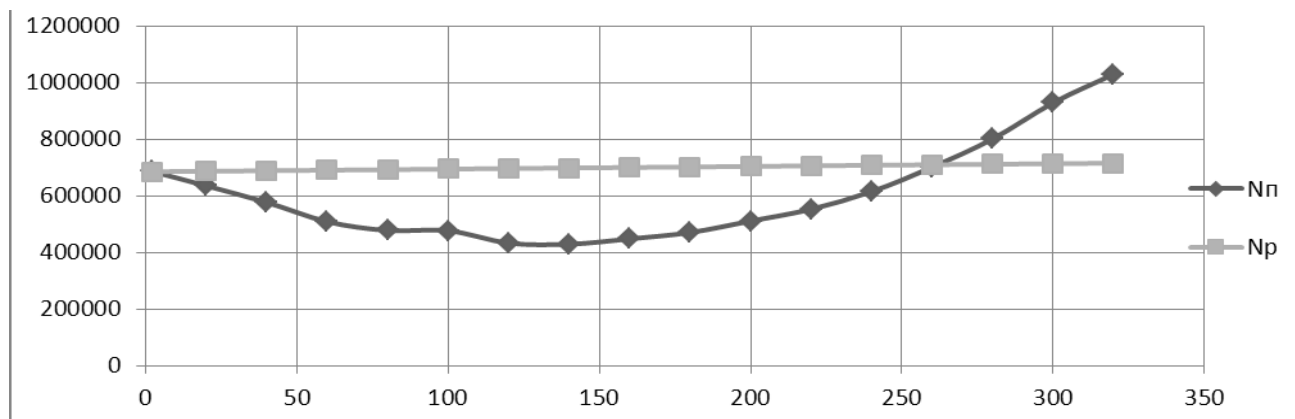
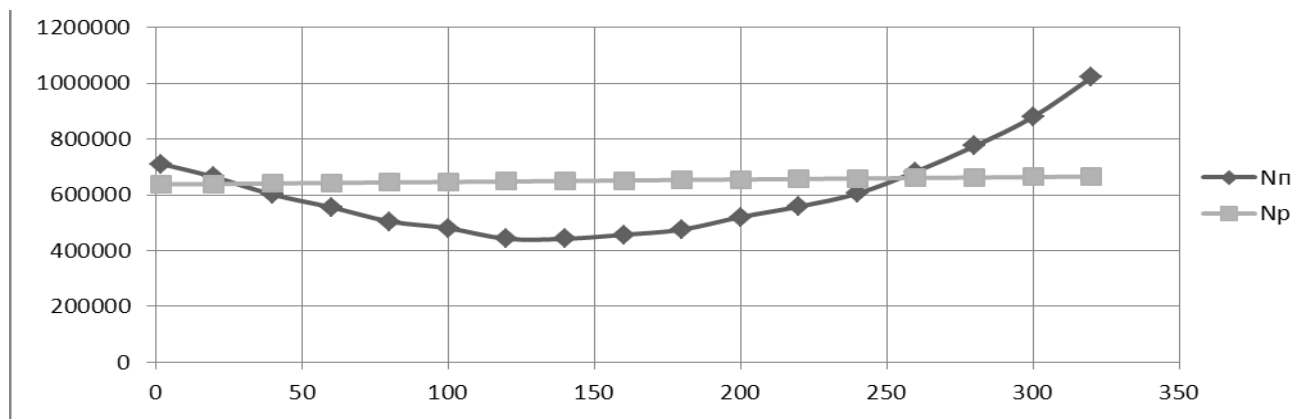
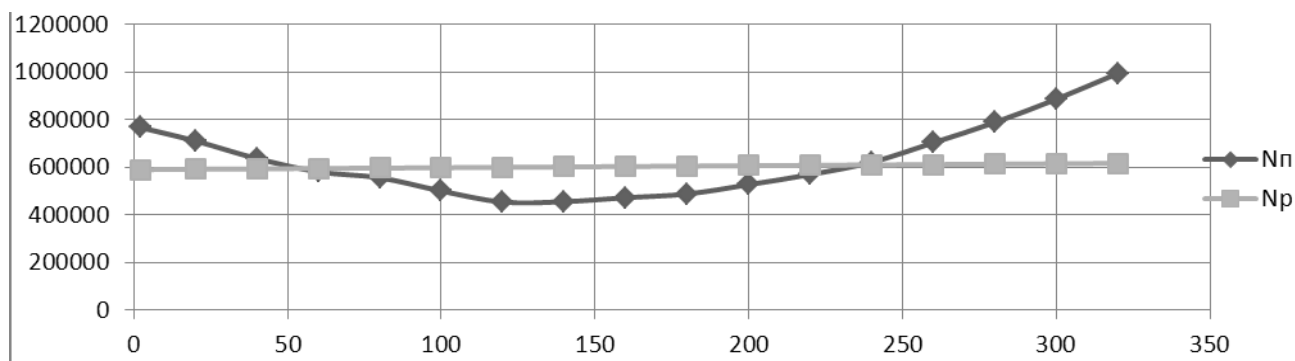
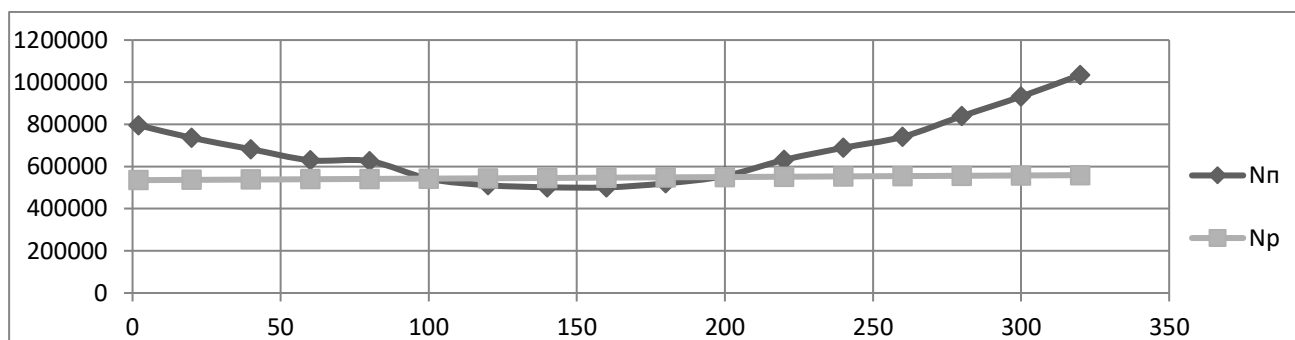


Рисунок 1.14 – Графіки потужності при $H=1000$ м

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

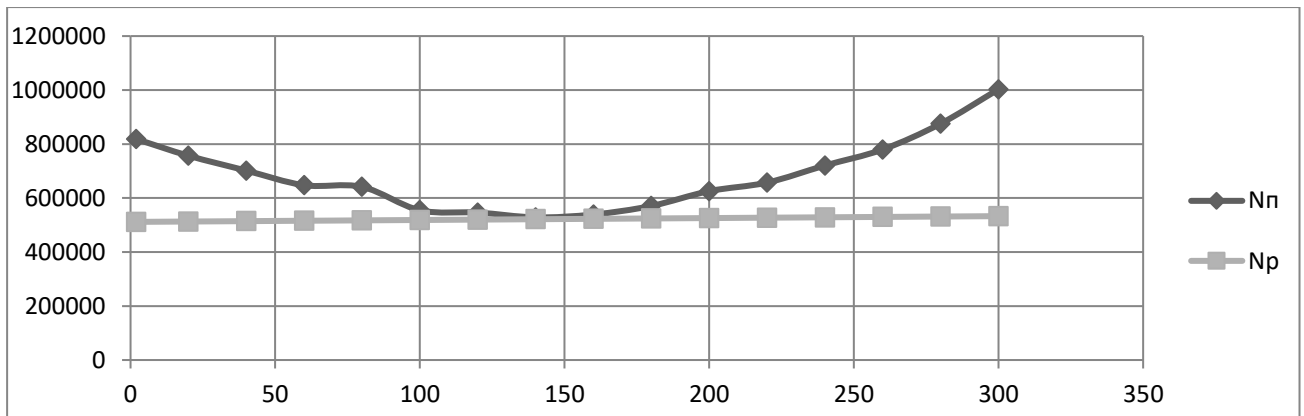


Рисунок 1.19 – Графіки потужності при $H=6000$ м

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

1.2.1.5 Розрахунок допустимих 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 $H_{ст}$ досягається в вертикальному польоті вертольота, і вона нижче, ніж динамічна, яка обумовлена не тільки надлишком тяги, а й зростаючим тяги зі швидкістю.

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

Час підйому вертольота з висоти H_1 до висоти H_2 :

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

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

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

Максимальна швидкопідйомність практично з'являється на економічному режимі польоту, тобто $V_{\text{ек}} \rightarrow N_{\Pi \min}$.

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

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

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 сталіх 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 $V_{y \min} = 0,3 \dots 0,5$ 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 $\tilde{C}_{T \text{кр}} = f(M)$ знаходимо μ .

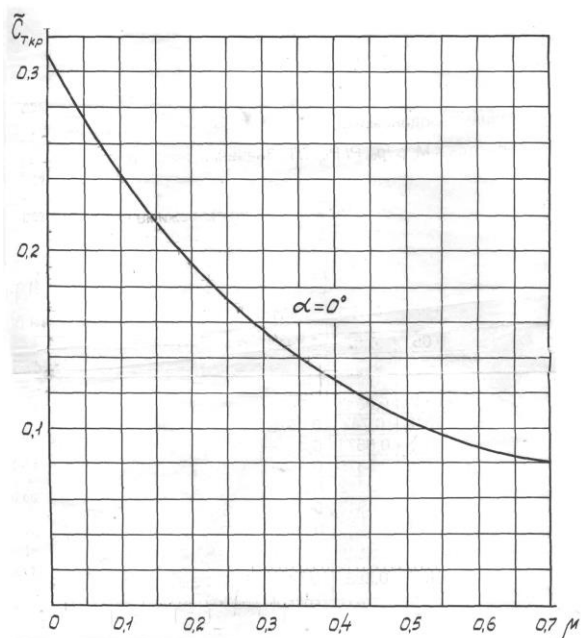


Рисунок 1.20 - Залежність $\tilde{C}_{T \text{кр}}$ від режиму польоту

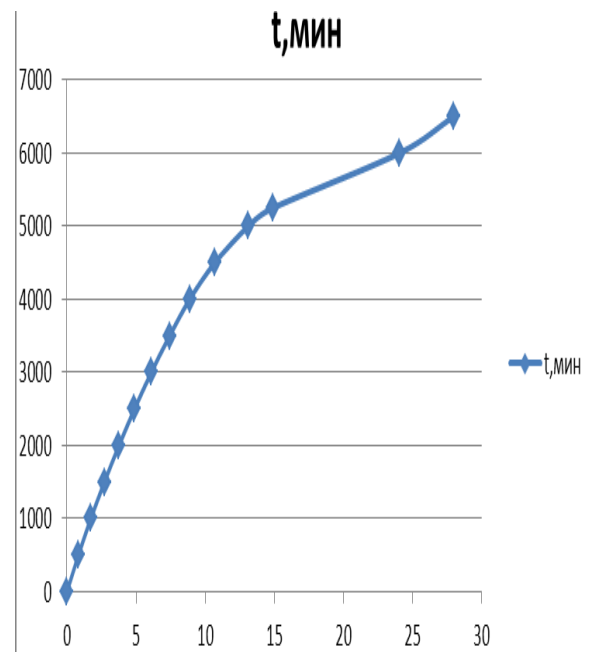


Рисунок 1.21 - Барограма підйому з горизонтальної складової швидкості

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

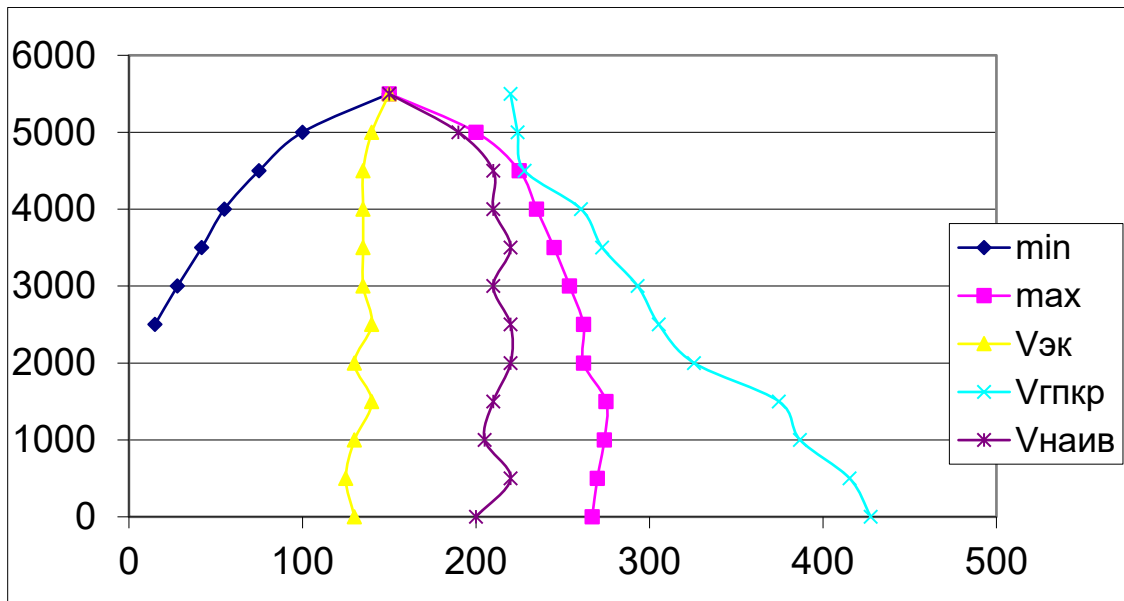


Рисунок 1.22 - Паспорт вертольота

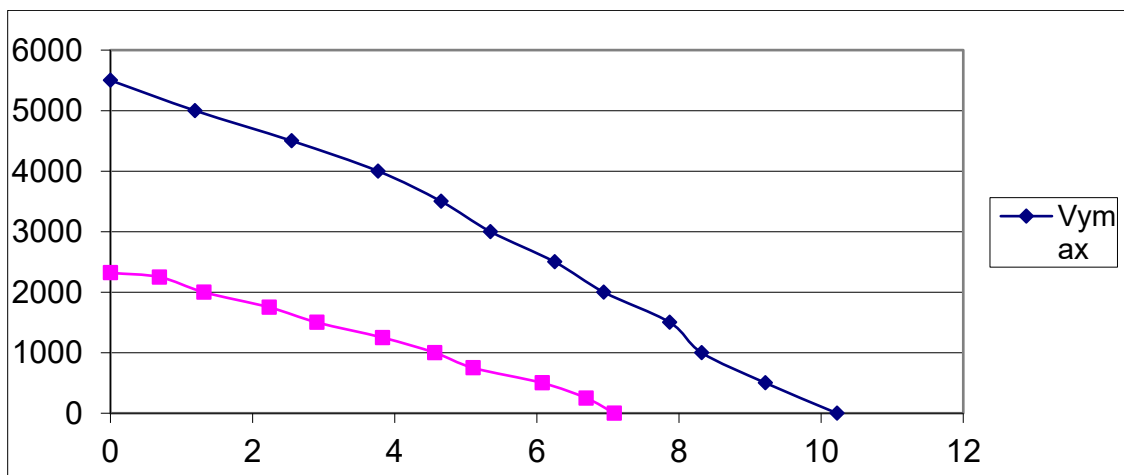


Рисунок 1.23 - Графіки шкорпідйомності для осьового режиму і режиму горизонтального польоту

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

Дані розрахуноків в представлєні в додатку Г.

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 установаки. 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 потребою і наявною потужністю, а відповідно, змінюються і льотні характеристики вертольота.

При збільшенні польотної ваги вертольота G значно зростає індуктивна складова потужності $N_{iнд}$, а відповідно, і потрібна для горизонтального польоту сумарна потужність $N_{п}$. 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 ΔN при будь-якому значенні поступальної швидкості польоту V ,
- зменшується інтервал швидкостей, в якому реалізується установлення 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 $N_{р}$ з збільшенням висоти польоту також буде зменшуватися.

З збільшенням висоти польоту вертольота зростає індуктивна складова потужності $N_{iнд}$, яка обернено пропорційна щільності повітря. Завдяки зростаючій індуктивній складовій потужності зростає сумарна потрібна потужність $N_{п}(V)$ на висінях 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 $N_{п}$ і $N_{р}$ з збільшенням висоти польоту можна зробити наступні висновки:

- зростає потрібна потужність на режимах висіня 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 устатованого горизонтального польоту;
- максимальна швидкість польоту $V_{\text{макс}}$ зі збільшенням висоти польоту зменшується.

Підвищення температури повітря рівноцінно збільшенням 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 посприяє 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 устатовки, 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.

Інтегрування 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. Інтегрування проектування з'єднаних 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 і конструкторсько-силової компоновка проектного вертольота представлені на рисунках 1.25 і 1.26 відповідно.



Рисунок 1.24 - Майстер-геометрія багатоцільового вертольота

1.3.2. Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольота.

Вертоліт одьогвинтрової 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 ТВ7-117. Двигуни встановлюються на стелі за 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 полумоноккокової 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 застосування теплозвуко-ізоляційна обробка і встановлення 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 регулюванням на стоянці стабілізатором.

Шасі колісне, не вбирається.

Несучий гвинт має шість лопатів. Лопаті прямокутної форми в плані, мають помірну аеродинамічну крутку. Носок лопаті захищений протикорозійного накладкию з титанового сплаву.

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

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

Траєсмисія складається з гольовного редуктора, двох муфт вільного ходу, валів приводу рульового гвинта, редуктора рульового гвинта.

Висновки

1. Виконано статистичне проектування вигляду вертольота; інтегроває проектування майстер-геометрії, конструкторсько-сильового компоювання 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. Правила експлуатації паливної системи вертольоту

Оснoвні положе́ння

Паливна система призначена для розміщення необхідного об'єму палива на борту гелікоптера та неперервної подачі його до насосів-регуляторів двигунів на всіх можливих режимах та висотах, а також подачі палива в паливну систему.

До складу паливної системи входять:

- видатковий паливний бак;
- два підвісних паливних бака;
- два підкачувальних насоса ПРЦ-1Ш;
- два перекачувальних насоса ЭЦН-75;
- два б'юка фільтрів;
- пожежні краї 768600А;
- перекривні краї;
- сигналізатори тиску СД-29А;
- магістраль перепуску палива;
- система дреяжу паливних баків;
- датчик кількості палива СКЭС-2027А
- зворотні клапани;
- зливні краї;
- трубопроводи та з'єднувальна арматура.

Для збільшення дальності та тривалості польоту на гелікоптер (в вантажній кабіні) можуть бути встановлені один чи два додаткових паливних бака.

На вертольоті Мі-8 використовується паливо Т-1, ТС-1, та суміші при дозправці в будь-яких пропорціях. Паливо Т-2 дозволяється використовувати на протязі 250 год роботи двигуна за ресурс.

Оснoвні технiчні характеристики системи

Тиск палива (надлишковий), кгс/см²:

- | | |
|---|---------|
| - на вході в агрегат НР-40ВР | 0,4-1,2 |
| - максимальний на виході з агрегата НР-40ВР | 60 |

Місткість паливних баків, л:

- | | |
|-------------------|-----------|
| - видатковий | 445 |
| - лівий підвісний | 745(1140) |

- правий	680(1030)
- додатковий	915
Витрата палива на два двигуна, кг/г:	
- для транспортних польотів	580
- навчально-тренувальні польоти	550

2.1. Принцип роботи системи

Подача палива до двигунів відбувається з видаткового паливного бака 16 підкачувальними центробіжними насосами ПРЦ-1Ш 22. Насоси забирають паливо з бака і під тиском 0,4 – 1,2 кгс/см² подають його в магістраль постачання двигунів через зворотні клапани 15 та 21, відкриті пожежні крапи 13 в блоки фільтрів 9 грубої та тонкої чистки. Від фільтрів паливо, очищене від механічних домішок, подається до насосів-регуляторів НР-40ВР 7 двигунів. В разі засмічення фільтра тонкої чистки паливо, пройшовши фільтр грубої чистки через перепускний клапан 3 блока фільтрів, подається до насоса-регулятора НР-40ВР без тонкої фільтрації.

З ціллю забезпечення безперервної подачі палива в магістралі постачання двигунів підкачувальні насоси ПРЦ-1Ш закільцьовані, а встановлені зворотні клапани 15 та 21 після насосів (при відмові будь-якого з них) блокують насос який відмовив, і паливо від одного працюючого буде подаватися в магістралі обох двигунів.

По мірі вироблення палива з видаткового бака він автоматично поповнюється з підвісних баків центробіжними насосами ЭЦН-75.

Насоси встановлені в підвісних баках та подають паливо по трубопроводам через зворотні клапани 18 та поплавковий клапан рівня 19. Поплавковий клапан рівня оберігає видатковий бак від переповнення. В разі заїдання цього клапана в закритому положенні в паливній системі передбачена магістраль перепуску палива, яка з'єднує порожню корпусу зворотних клапанів з видатковим баком 16, минаячи поплавковий клапан рівня.

В магістралі перепуску встановлено електричний перекривний крап 17, який управляється з кабіни екіпажу. Відкриття і закриття цього крапу здійснюється вимикачем «перепуск палива», встановленого на правій приладовій дошці над красним табло «Остальсь палива 300л». Перепуск палива необхідно виконувати в разі передчасного включення сигнального табло «Остальсь палива 300л», переконавшись попередньо по датчику кількості палива в наявності палива в баках.

При ввімкненні крапа перепуску слід контролювати кількість палива по датчику кількості палива в видатковому баку, а виключення крапа перепуску палива виконати після заповнення видаткового бака не більш ніж на 420 л.

Підвісні баки з'єднані між собою двома трубопроводами, що забезпечують рівномірне вироблення палива з обох баків, а також повне вироблення палива з підвісних баків при відмові одного з насосів ЭЦН-75.

Блокування насоса, який відмовив забезпечується зворотними клапанами 18, які встановлені в корпусі в місці під'єднання трубопроводів від насосів ЭЦН-75. Подача палива в систему обігрівача КО-50 здійснюється від магістралі постачання правого двигуна.

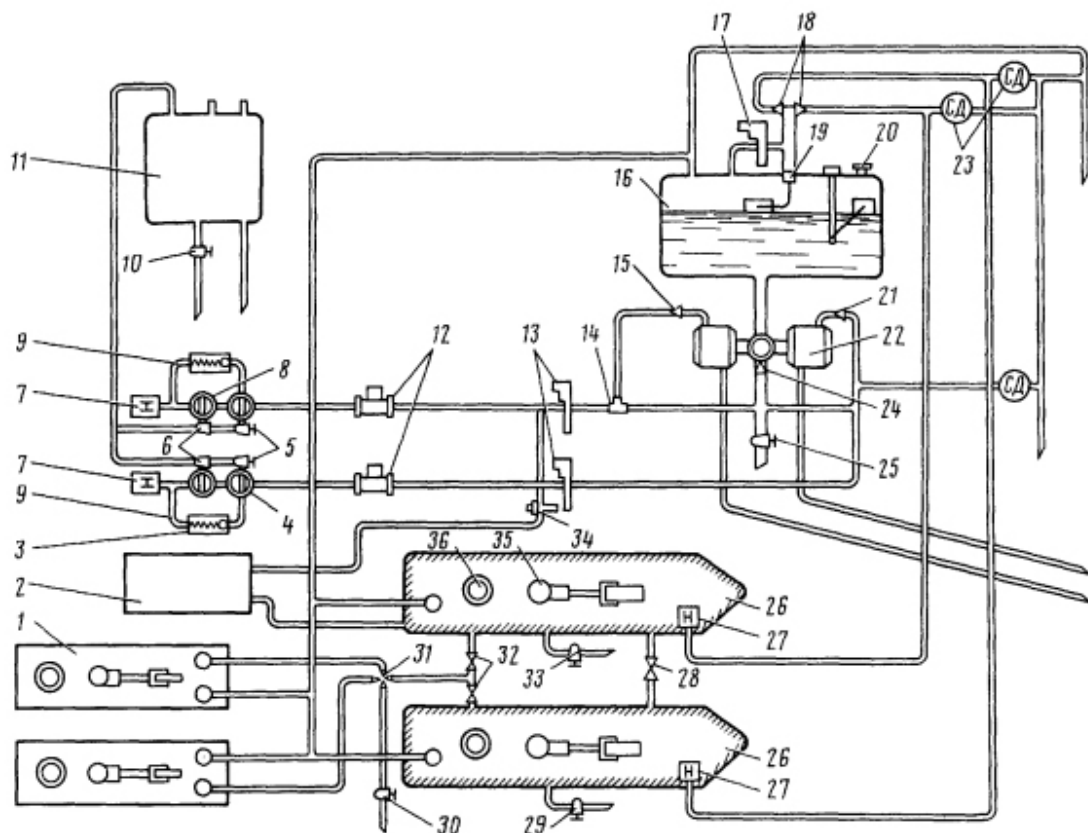


Рис.2.1. Принципова схема паливної системи:

1 – додаткові паливні баки; 2 – керосиновий обігрівач КО-50; 3 – перепускний клапан блоку фільтрів; 4 – фільтр грубої чистки; 5, 6, 25, 29, 30, 33 – зливні крапи; 7 – насоси НР-40ВР; 8 – фільтр тонкої чистки; 9 – блоки фільтрів; 10 – зливний крап дрежажного бачка; 11 – дрежажний бачок; 12 – клапани консервації; 13 – пожежні крапи; 14 – магістраль постачання правого двигуна; 15, 18, 21, 24 – зворотні клапани; 16 – видатковий паливний бак; 17 – перекирвний крап 768600А магістралі перепуску палива; 19 – поплавковий клапан рівня; 20, 36 – заливні горловины; 22 – підкачувальні насоси ПРЦ-1Ш; 23 – сигналізатори тиску СД-29А; 26 – підвісні паливні баки; 27 – перекачувальні насоси ЭЦН-75; 28, 31, 32 – перекирвні паливні крапи; 34 – перекирвний електромагнітний крап 610200А; 35 датчик кількості палива СКЭК – 2027А.

При роботі двигунів надлишковий тиск палива контролюється перед робочими форсунками, який повинен бути рівним 34-60 кгс/см². Тиск вимірюється манометром з комплекту тристрілкового індикатора ЭМИ-ЗРИ, мембранний датчик ИД-100 який встановлений на кожному двигуні. Показник індикаторів УИЗ-3 встановлені на приладовій дошці правого льотчика.

Сигналізатори тиску СД-29А 23, встановлені в магістралях подачі палива з підвісних баків в видатковий, сигналізують про роботу насосів ЭЦН-75 встановлених в підвісних баках. При нормальній роботі насосів кожний сигналізатор замикає ланцюг включення сигнальної лампи табло наявності тиску на виході з насосів ЭЦН-75. Сигналізатор тиску, контролюючий роботу підкачувальних насосів ПРЦ-1Ш 22, при наявності тиску в магістралі подачі палива включає сигнальну лампу табло нормальної роботи цих насосів.

Всі три табло розміщені на середній панелі верхнього електропульту під вмикачами паливних насосів. Сигналізатори тиску встановлені на нижній стінці кофтейнера видаткового бака.

Кількість палива в додатковому, підвісних та видатковому баках контролюється датчиком кількості палива СКЭС-2027А 35, в комплект якого входять: п'ять датчиків, перемикач П-8УК та вказівник БЭ-09К. Датчики встановлюються по одному в кожний паливний бак; перемикач та вказівник знаходяться на приладовій дошці правого льотчика. Датчик рівня палива забезпечує показ як сумарної кількості палива в баках, так і кількості палива в кожному баку окремо. При знятті додаткового бака замість його датчика до датчика рівня палива підключається імітатор датчика. Коли в видатковому паливному баку залишається 300 л палива, на приладовій дошці правого льотчика загоряється сигнальна лампа світлового табло критичного залишку палива.

2.2. Основні елементи паливної системи

Видатковий паливний бак - м'який (рис.2.) склеєний з двох шарів резини стійкої до керосину та зовнішнього захисного шару з прорезиненої капронової ткаїни. В верхній частині бака встановлюється прямокутна плита, відлита з алюмінієвого сплаву. Плита кріпиться до бака за допомогою шпильок, вкручених в відлиту рамку, завульканізована в стінку бака по контуру вирізу під плиту. На плиті встановлюється: датчик кількості палива, заливна горловина, поплавковий клапан рівня, корпус зворотних клапанів та штуцер магістралі перепуску палива.

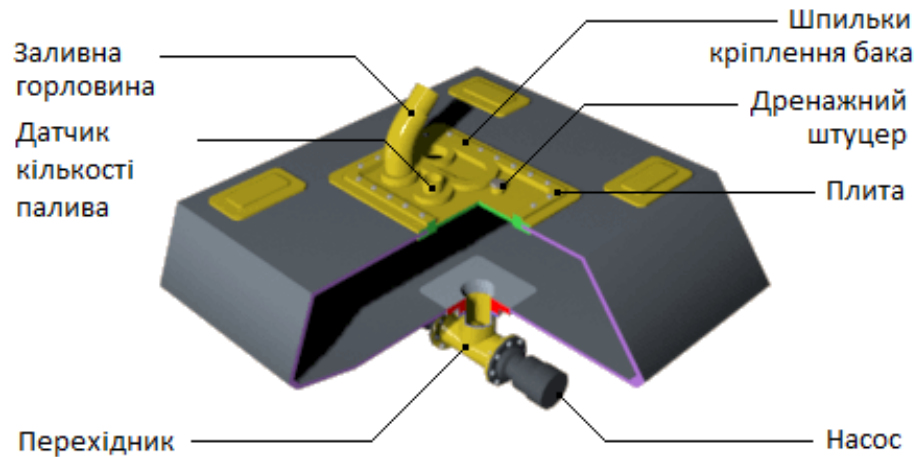


Рис.2.2. Видатковий паливний бак

В нижній частині бака встановлюється перехідник, до якого прикріплюються підкачувальні паливні насоси ПРЦ-1Ш. Кріплення перехідника до стінки бака альялогічно кріпленням плити.

Видатковий бак встановлюється в верхній частині фюзеляжу за редукторним відсіком в спеціальному контейнері. Для закріплення бака в контейнері на верхній стінці бака під кутом встановлюється вісім шпильок (по дві в кожному куті). Шпильки закріплені на спеціальних дюралюмінієвих стрічках, які, в свою чергу, закріплені шурурами з лямками, приклеєні до стінки бака. Крім цих шпильок, для закріплення бака в контейнері використовують чотири кутові шпильки кріплення плити до верхньої стінки бака.

Бак встановлюється в контейнер з вантажної кабіни, після чого встановлюється нижня кришка контейнера та на стелю вантажної кабіни – захисна панель, закриваюча арматуру та агрегати, розташовані на нижній стінці контейнера.

Поплавковий клапан рівня призначений для збереження від переповнення видаткового бака. Клапан встановлюється всередині видаткового бака на його верхній плиті та кріпиться до неї шпильками.

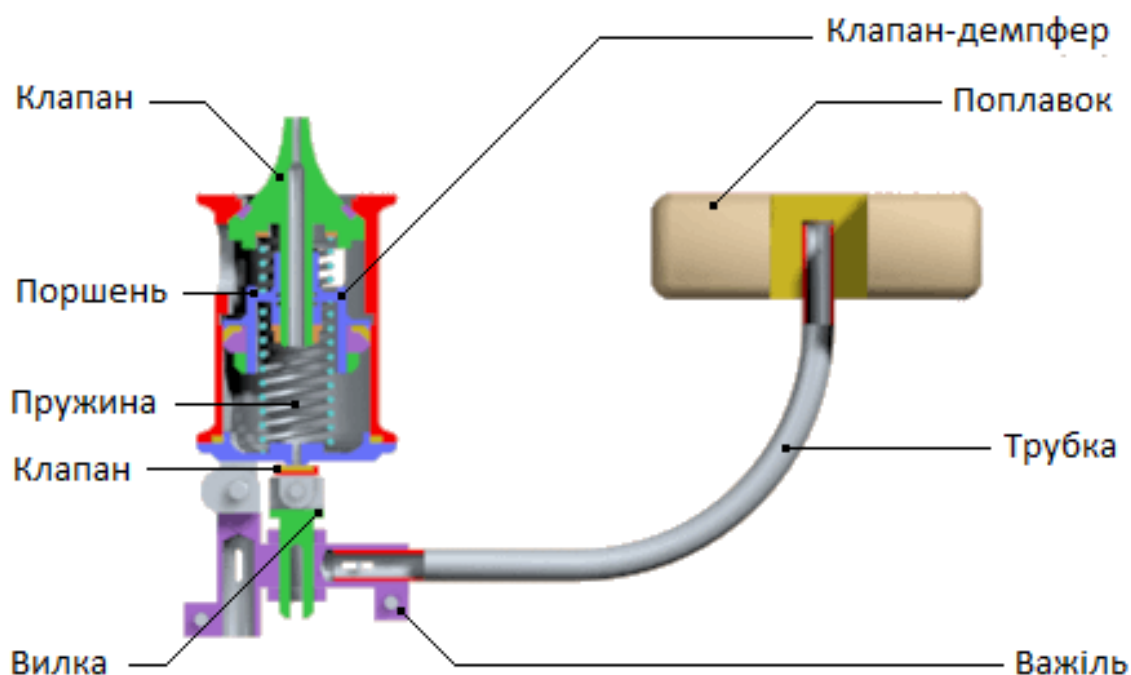


Рис.2.3. Поплавковий кльапань

Поплавковий кльапань складається з корпусу з кришкою, грибкового кльапаня, двох пружинь, важеля з кльапаном та пінопластовим поплавком та поршня.

Корпус і кришка виготовлені з алюмінієвого сплаву. В верхній частині корпусу є три прямокутні вікна для виходу палива в видатковий блок та флянець з чотирма отворами для кріплення кльапаня в бак. Нижня частина має внутрішню циліндричну розточку, в котрій переміщується поршень. До нижнього флянцю корпусу прикріплюється кришка, між корпусом і кришкою встановлено резинове ущільнююче кільце.

В кришці корпусу є осьовий отвір, який при повністю заповненому видатковому баку закривається кльапаном, шарнірно закріпленим на вилці. Момент закриття цього кльапану визначається положенням вилки відносно важеля, яке регулюється гайками кріплення вилки. Вилка і кльапан виготовлені зі сталі. В розточку торця кльапану завульканізована резина.

Штампований з алюмінієвого сплаву важіль шарнірно закріплений в проушині кришки корпусу та може коливатися відносно осі цього шарніра. В важелі жорстко закріплено трубка кріплення пінопластового поплавка. На поршні встановлюється резинова манжета, закріплення за допомогою кільця й гайки. Поршень встановлюється на нижньому кінці штоку грибкового кльапану та закріплюється гайкою. Між поршнем та кльапаном встановлено пружина. Знизу на поршень з грибковим кльапаном діє пружина.

В кільцеву кававку на зовнішній поверхні грибкового клапана завульканизоване резинове кільце. В штоку клапана є осьовий отвір, по якому паливо проходить до порожнечі під поршнем.

За відсутності палива в видатковому баку поплавков опущений вниз и клапан не закриває отвір в кришці; зусильям пружини грибковий клапан закрито. При вкљученні перекачувальних насосів ЭЦН-75 підвісних баків та досягнення перед грибковим клапаном $0,2 - 0,4 \text{ кгс/см}^2$ поплавоквий клапан відкривається, стискає пружину і пропускає паливо до видаткового бака. Однотчасно паливо проходить через осьовий отвір в грибковому клапані в порожнечу під поршнем и виходить в видатковий бак через отвір в кришці.

При підвищенні рівня палива в видатковому баку поплавок піднімається, і при заповненні баку клапан закриває осьовий отвір в кришці. Злив з порожнечі під поршнем припиняється, тиск в цій порожнечі починає зростати і пружина переміщує поршень з грибковим клапаном вгору. Грибковий клапан сідає на сідло корпусу, і доступ палива в видатковий бак припиняється.

Підвісні паливні баки зварної кофструкції виготовлені з листового матеріалу АМцАП-Ль 1,2. Обичайка баків всередині підкріплення набором діафрагм та трьома сильовими шпангоутами, які розміщені в містах кріплення баків до фюзеляжу.

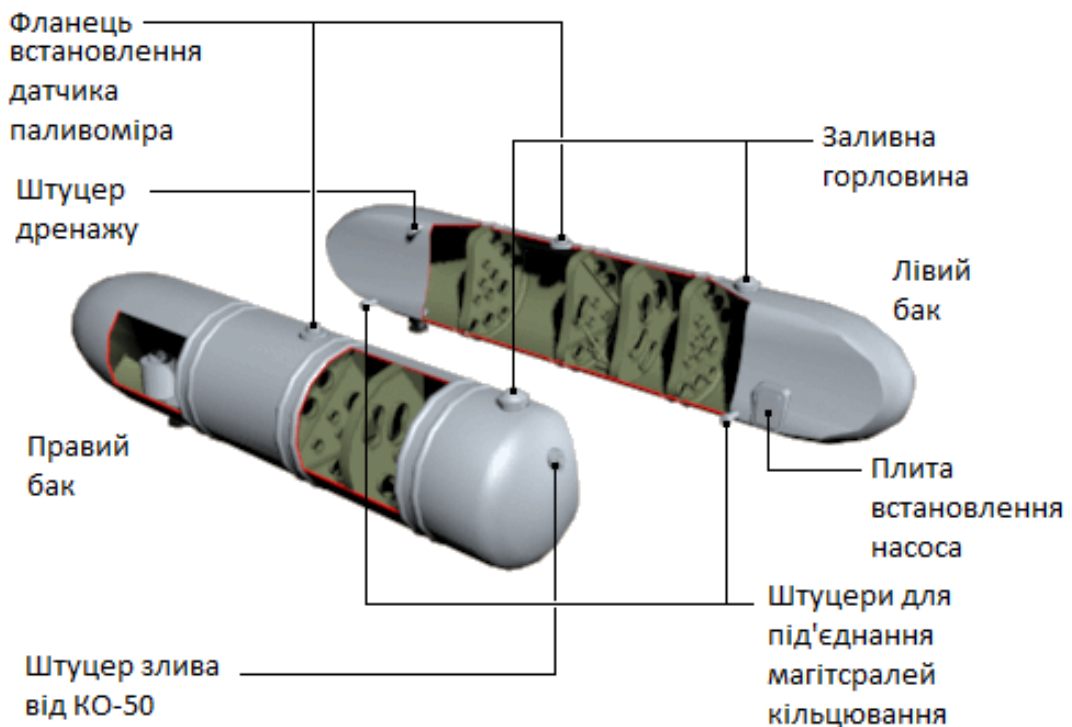


Рис.2.4. Підвісні паливні баки

В верхній частині бака знаходяться: заливна горловина, дренажний штуцер та фланець кріплення датчика паливоміра. В нижній частині бака розміщено два штуцери для з'єднання підвісних баків між собою, фланець для встановлення зливного крапа та фланець для кріплення монтажного пристрою насоса ЭЦН-75. Насос ЭЦН-75 в правому підвісному баку розміщений попереду, а в лівому – в задній частині, що забезпечує безперервну перекачку палива з підвісних баків в видатковий при значних кутах тангажа вертольоту та оголенні одного з насосів. В передньому дніщі правого підвісного бака є штуцер для під'єднання трубопроводів злива надлишкового палива з керосинового обігрівача КО-50.

Підвісні паливні баки встановлені ззовні у бортів фюзеляжу, кожен бак кріпиться до фюзеляжу трьома сталевими стрічками. Кожна стрічка в свою чергу кріпиться до спеціальних штампованих кроштейнів. Нижні кроштейни та верхній середній виготовлені з алюмінієвого сплаву АК-6. Верхній кроштейн, встановлений на шпангоутах №7 та №10, виготовлений зі сталі 30ХГСА. Кроштейни кріпляться до фюзеляжу болтами. Для підвищення протикорозійного захисту баків в зоні стрічок кріплення баків повсякчас прокладки приклеюються герметиком ВІТЭФ-1.

Додаткові паливні баки зварної конструкції, виготовлені з листового матеріалу АМц-Ль 1,5. Обичайка кожного бака всередині підкріплена чотирма діафрагмами, в стінках котрих мають отвори, відбортовані для підвищення жорсткості. В верхній частині баків мають заливна горловина, дренажний штуцер та фланець кріплення датчика паливоміра; в нижній частині вварено штуцер для під'єднання трубопроводу подачі палива до підвісних баків та штуцер зі зливним крапом для злива відстію палива.

Додаткові баки встановлюються на ложеметах та кріпляться двома сталевими стрічками, які стягуються тандерами. Ложементи закріплені болтами на підлозі вантажної кабіни. Додаткові паливні баки підключаються в загальну систему вертольоту за допомогою перепускного крапа кльпанного типу. При необхідності встановлення одного паливного бака він розміщується на лівому борту вантажної кабіни. Трубопроводи дренажу додаткових баків підключені до загальної системи дренажу паливних баків.

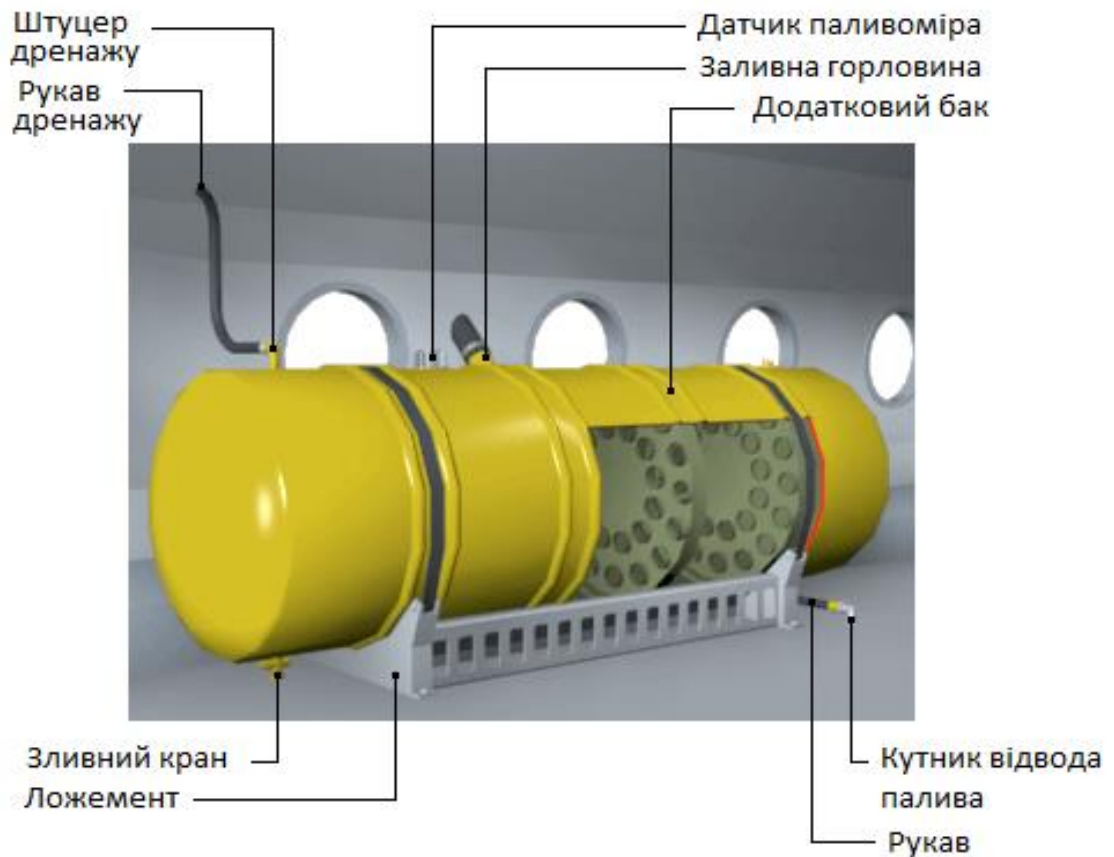


Рис.2.5. Додатковий паливний бак

Підкачувальний насос ПЦР-1Ш центробіжного типу призначений для подачі палива з видаткового бака до насосів-регуляторів НР-40.

В паливній системі вертольоту встановлюється два паралельно працюючих насоса ПЦР-1Ш, включення і вимкнення котрих забезпечується одним перемикачем, розташованим на центральній панелі верхнього електропульту. Там же знаходиться табло «видатковий бак» з зеленим світлофільтром, лампочка якого включається сигналізатором тиску СД-29А при працюючих насосах ПЦР-1Ш. Встановлення двох паралельно працюючих насосів значно підвищує надійність паливної системи і безпеку польотів. Насоси надійно працюють при температурі палива від -45°C до $+40^{\circ}\text{C}$ та температурі навколишнього повітря від -60°C до $+30^{\circ}\text{C}$.

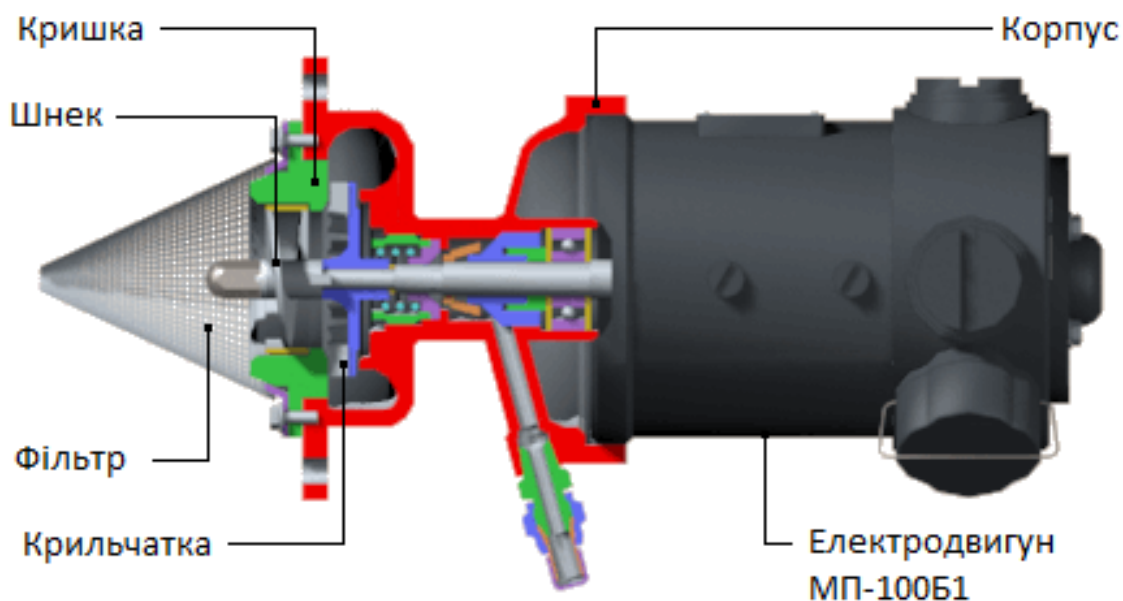


Рис.2.6. Паливний насос ПЦР-1Ш

Насос ПЦР-1Ш конструктивно виконаний як одне ціле з електродвигуном, постачання якого здійснюється від бортової мережі постійного току.

Насос ПЦР-1Ш поза бакового розміщення складається з електродвигуна, корпусу, кришки з фільтром, шнека та крильчатки. До корпусу насоса з однієї сторони кріпиться гвинтами кришка з сітчастим фільтром, а з іншої – електродвигун, який здійснює привід крильчатки і шнека.

На валу електродвигуна встановлюється відбивач та крильчатка зі шнеком, які прикріплюються гайкою. Між крильчаткою і валом електродвигуна встановлюється регульовальна шайба. Від повертання на валу крильчатка і шнек утримуються шпоною.

Внутрішня порожняча корпусу в місці встановлення крильчатки утворює канал, що розширяється – равлик, з якого паливо виходить через штуцер, вгвинчений в різбовий отвір в приливі корпусу.

Дренажний штуцер вгвинчується в один з трьох різбових отворів, розташованих в приливах корпусу біля фланцю кріплення його до електродвигуна. Для запобігання просочування палива в електродвигун по його валу в корпусі насоса встановлюється резинова манжета. В разі порушення герметичності цього ущільнення паливо яке просочилось буде зливатися з порожнечі корпусу насоса через дренажний штуцер.

Насоси ПЦР-1Ш встановлені на переходнику видаткового паливного бака. Між фланцями переходника та насоса встановлюються резинові прокладки.

При роботі насоса паливо забирається з перехідника видаткового бака та через фільтр шнеком подається на крильчатку. Шнек забезпечує безперервну подачу палива на крильчатку з невеликим підвищенням тиску. За рахунок сил, діючих на паливо в каналі, що розширяється за рахунок спіральних лопаток крильчатки, тиск палива підвищується, і паливо подається в вихідний патрубок насоса.

Електропривідні центробіжні насоси ЭЦН-75 призначені для перекачування палива з підвісних паливних баків у видатковий бак.

В кожному підвісному баку встановлено по одному перекачувальному насосу. Насос в баку встановлений в спеціальному монтажному пристрої, який запобігає потраплянню палива в електродвигун насоса. При цьому для охолодження та видалення парів палива електродвигун насоса продувається в монтажному пристрої.

Основні технічні дані насоса	
Напруга постачання, В	27±10%
Споживчий струм, А	Не більше 3,6
Подача, л/год.	750
Тиск на виході, кгс/см ²	0,4

Насос ЭЦН-75 по конструкції та принципу роботи аналогічний насосу ПРЦ-1Ш.

В розточці корпусу насоса гайкою затискається резинова манжета з опорним корпусом, який запобігає її змиранню. На валу електродвигуна встановлюється сталевий відбивач та алюмінієва крильчатка, яка утримується від повертання штифтом та від осового переміщення гайкою.

Корпус та крильчатка відлиті з алюмінієвого сплаву. З'єднання кришки з корпусом здійснюється гвинтами, кришка при встановленні центрується в розточці корпусу штифтом. Внутрішні розточки корпусу та кришки утворюють спіральну камеру, з якої паливо виходить через отвір в корпусі в штуцер монтажного пристрою.

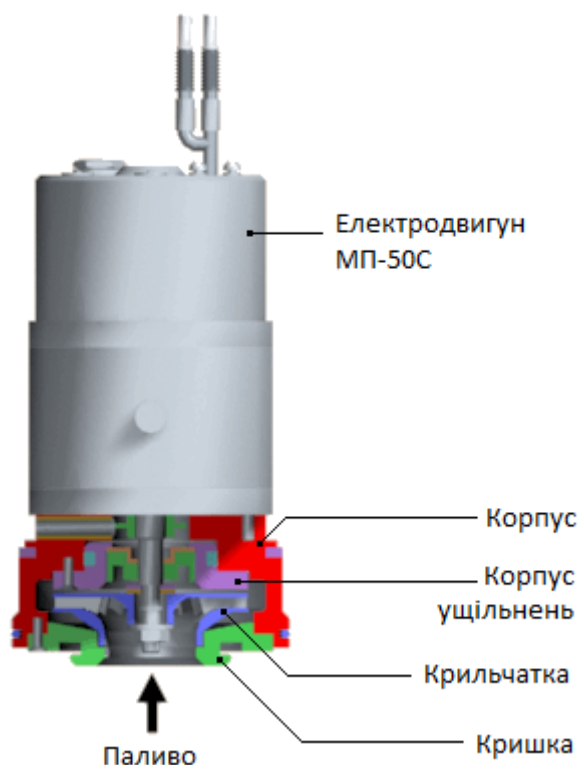


Рис.2.7. Електроце́нтробі́жний насос ЭЦН-75

При роботі паливо подається до крильчатки під тиском стовпа рідини. Обертаюча крильчатка відкидає паливо центробіжними силами в спіральну камеру. Тиск палива підвищується при русі його по каньалам, які розширюються між спіральними лопатками крильчатки.

Пожежні крань (перекриваючі крань 768600М) встановлюються в магістралях подачі палива з видаткового бака к блокам фільтрів (по одьому в кожній магістралі). Воьни призначені длья перекриття подачі палива в двигуьни в аварійьних випадках та на стояьці.

Електричньий перекриваючий крань 768600М складається з ельектромаханізму ЭПВ-105М, корпуса, вальика, поводка, засльонки та ущільньюючих вузьлів.

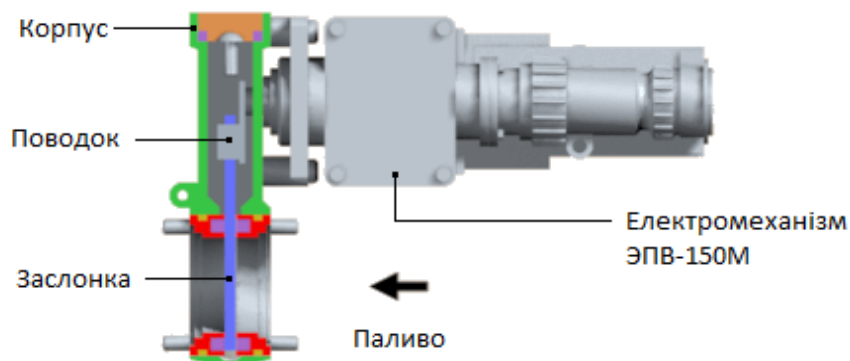


Рис.2.8. Пожежньий крань

Електромеханізм складається з реверсивного електродвигуна постійного струму, п'янетарного редуктора та блоку мікроемікачів. Електромеханізм виконаний вибухобезпечним. Всі його електричні вузли, робота яких пов'язана з іскроутворенням, герметично закриті кришками для запобігання потраплянню на них парів та крапель палива. В блоку мікроемікачів є два мікроемікачі та кульчковий валик, який обертається за рахунок спеціального зубчастого колеса п'янетарного редуктора. Мікроемікачі забезпечують автоматичне виключення електромеханізму при крайніх положеннях заслінки крапа.

До корпусу п'янетарного редуктора гвинтами кріпиться корпус крапа, відлитий з алюмінієвого сплаву. Зверху в корпусі, двома гвинтами закріплення штапова з алюмінієвого сплаву кришка. Через боковий отвір в стінці корпусу проходить валик, який шлицями з'єднується з вихідним валом п'янетарного редуктора. Ущільнення валика здійснюється двома резиновими кільцями.

На внутрішньому кінці валика є дві лиски, на які встановлюється бронзова шайба та поводок, який фіксується від осового переміщення дротою скобою. На іншому кінці поводка є цапфа, яка входить в виріз заслінки.

Заслінка виготовлена з легованої сталі та полірована з обох боків, до яких тарільчастими пружинами притискається ущільнюючі кільця, встановлені в дюралюмінієвих стаканах. Стакани встановлюються в розточення корпусу та від осового переміщення утримуються штуцерами входу і виходу, які кріпляться на шпильках.

Принцип дії крапа полягає в тому, що при обертанні вихідного редуктора в обертотий рух приводиться з'єднаний з ним валик крапа та повертає поводок, який в свою чергу, опускає чи піднімає заслінку, закриваючи чи відкриваючи прохідний отвір корпусу крапа. Перекриваючі (пожежні) крапа встановлюються в редукторному відсіку біля шпангоута №9 та пафелі в стелі фюзеляжу.

Ввімкнення та виключення крапів здійснюється двома перемикачами, розташованими на середній пафелі верхнього електропульта. Під перемикачем на цій же пафелі розташовано два табло з зеленими світлофільтрами, лампи яких включається при відкритих крапах.

В паливній системі встановлюється два блоки фільтрів, кожен з яких обслуговує один двигун. В блоку фільтрів встановлено фільтр грубої та тонкої очищення палива, яке надходить в насоси регулятори НР-40ВР.

Блок фільтрів складається з корпусу, фільтра грубого очищення, фільтра тонкого очищення, перепускного клапану двох країв 600400М для зливу відстію палива, штуцерів входу та виходу палива. Корпус блока фільтрів виконаний з алюмінієвого сплаву.

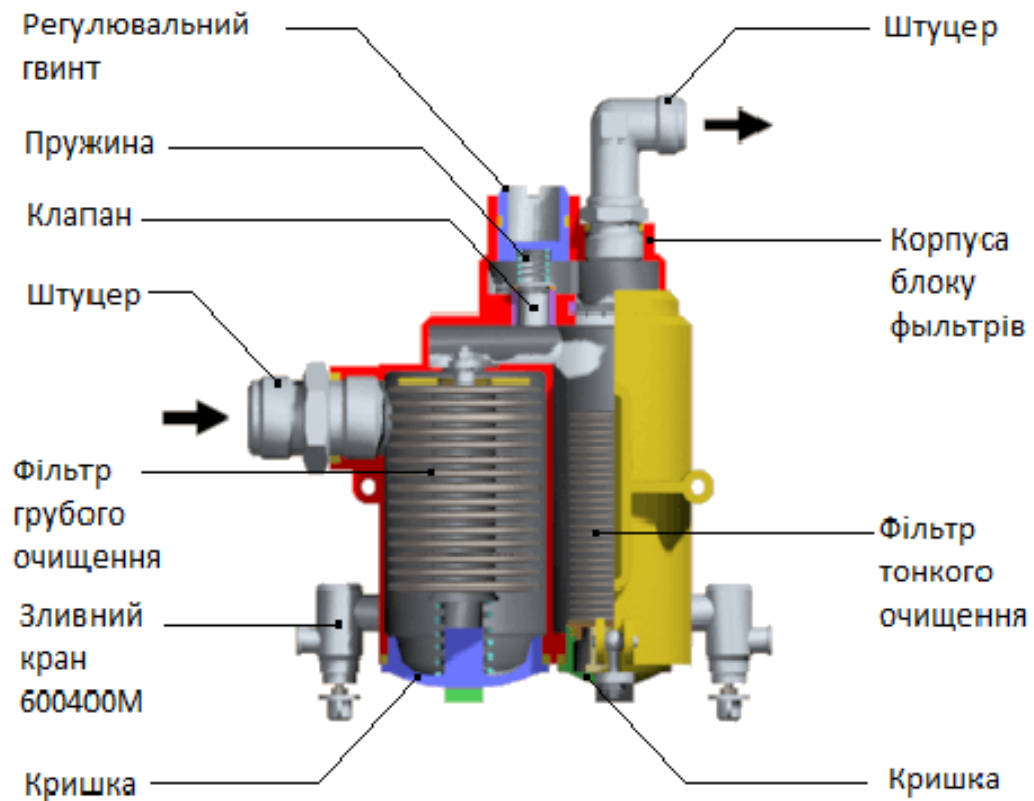


Рис.2.9. Блок фільтрів

Фільтр грубого очищення складається з дискових фільтруючих елементів, зібраних на штоку та укріплених на кришці. Фільтруючий елемент складається з чотирьох сітчастих та одної гофрованої шайб. Зовнішні сітчасті шайби – фільтруючі. Вони виготовлені з сітки саржового плетіння нікелевого дроту. Під фільтруючими сітчастими шайбами розташовані сітчасті шайби з латунової сітки, призначені для придання жорсткості та збереження плоскої форми фільтруючих шайб.

Внутрішні контури сітчастих шайб попарно завальцьовані в алюмінієві кільця. Для жорсткості фільтруючого елемента між парами сітчастих шайб встановлюється гофрована шайба, після чого зовнішні контури всіх п'яти шайб завальцьовуються в алюмінієве кільце.

Фільтруючі елементи встановлюються на шток, щільно притискаються друг до друга пружиною через ущільнюючу шайбу, в результаті чого запобігає перебіганню палива між ними. Зверху на шток встановлюється шайба з резиновим ущільнюючим кільцем.

Шток фільтруючого пакета закріплений на кришці фільтра таким чином, що фільтруючий пакет може переміщуватись вздовж штока за рахунок міни довжини пружини, встановленої на шток. Це необхідно для забезпечення щільного стоку між верхньою шайбою фільтруючого пакета та корпусом блоку фільтрів, з однієї сторони, та між корпусом блоку і кришкою фільтрів – з іншого. Кришка фільтра грубого очищення закріплюється до корпусу траверсою.

Фільтр тоького очищення затримує механічні частинки розміром більше 12-16 мкм. Його фільтруючий елемент складається з каркасного циліндра та двох шарів гофрованої сітки. Фільтрація палива здійснюється зовнішньою гофрованою сіткою саржевого плетіння, виготовленої з нікелевого дроту. Внутрішня латуньна сітка являється каркасом та надає жорсткість гофрам зовнішньої сітки. Торці сіток та каркасного циліндра забиті у втулки, зовнішні буртики яких обмежують переміщення фільтруючого елемента в розточеннях корпусу та кришки тоького очищення. З'єднання фільтруючого елемента з кришкою та корпусом ущільнюється резиновими кільцями. З корпусу блоку фільтрів фільтруючий елемент виймається разом з кришкою, яка притискається до корпусу траверсою.

Паливо входить в корпус блоку фільтрів через вхідний штуцер, просочується всередину фільтруючого пакета фільтра грубого очищення та через верхній канал між кришками корпусу входить в порожнину фільтра тоького очищення, а також підходить до запобіжного клапану. Просочуючись всередину фільтруючого елемента фільтра тоького очищення, паливо по каналу в корпусі виходить до вихідного штуцера. При засміченні фільтра тоького очищення відкривається запобіжний клапан і паливо, минаячи фільтр тоького очищення, через вихідний штуцер потрапить до насоса НР-40ВР.

Блоки фільтрів встановлені в відсіках двигунів на панелі стелі фюзеляжу між шпангоутами № 3 та 4. Кожен блок закріплений двома болтами до спеціального кроштейну, відштампованого з листового дюралюмінію та прикріпленому до панелі стелі. Трубопроводи від зливних країв блоків фільтрів виведені через колектор в дренажний бачок паливної системи.

Дренажний бачок зварений з листового алюмінієвого сплаву АМц-АМ. Стінки бачка мають зиги для підвищення жорсткості. Зверху в бачок вварено три вхідних штуцера: один зв'язаний з трубопроводом з системи суфлювання маслябаків, два інші – з колектором трубопроводів дренажної системи двигунів та зливу палива з блоків фільтрів. Знизу в бачок вварено

штуцер, в який встановлюється зливний кран, і трубка, з'єднуюча бачок з атмосферою.

Дренажний бачок встановлюється на лівому борті вертольоту між шпангоутами № 4 та 5 центральної частини фюзеляжу. Він кріпиться стяжними стрічками до спеціальних кроштейнів, розташованих на каркасі фюзеляжу під обшивкою.

Для підходу до дренажного бачка зі сторони вантажної кабіни між шпангоутами № 4 та 5 мається люк. Кришка люка закріплена гвинтами з анкерними гайками. Ззовні між шпангоутами № 4 та 5 зроблено круглий люк для підходу до зливного краю дренажного бачка.

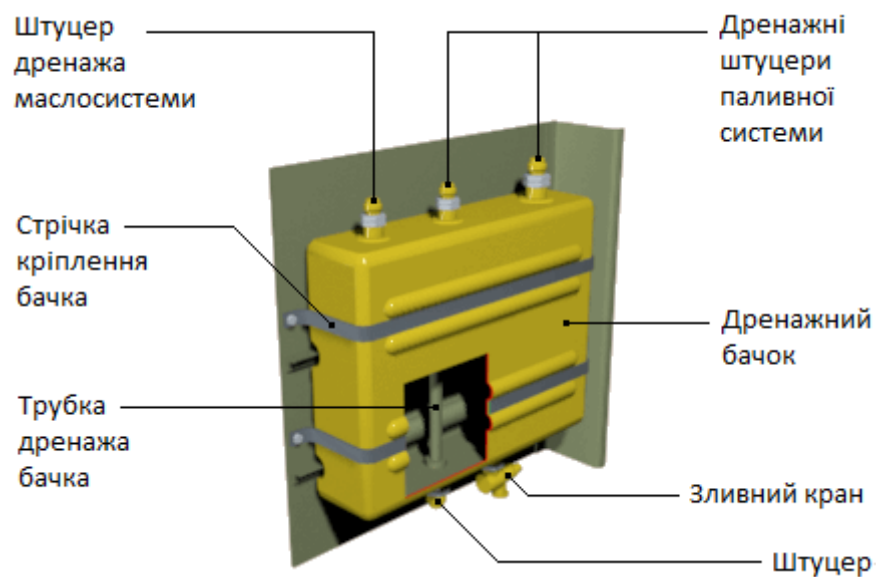


Рис. 2.10. Дренажний бачок

Перекриваючі краї 633600А, встановлені в магістралях, об'єднуючих підвісні паливні баки, використовуються для роздільного зливу палива з підвісних та додаткових баків, а також при заправці баків паливом.

Перекриваючий край клапанного типу складається з корпусу, відлитого з алюмінієвого сплаву, встановленого в ньому на осі клапанного важеля з клапаном. На вихідному з корпусу кінці осі жорстко закріплено важіль, за допомогою якого можна встановити клапан краю в положення «Закрито» та «Відкрито». В обох положеннях клапан краю фіксується замикаючою пружиною, встановленою в корпусі краю.

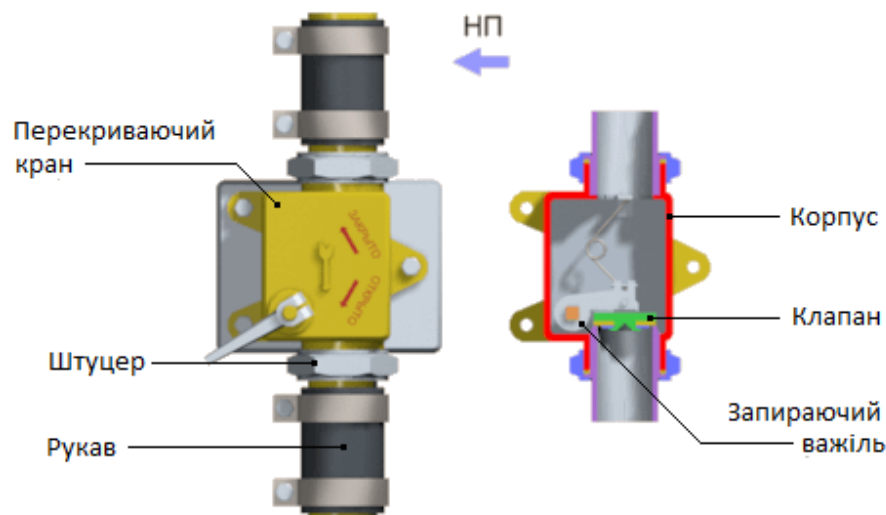


Рис.2.11. Перекриваючий крає кльапаньного типу

Перекриваючі крає встановлюються всередині панелі ваьтажнього польу між шпаньгоутами № 6 та 7 (два крає) та № 10 та 11 (одиь).

Ельєтричньий перекриваючий крає типу 786600М встановлюєь в магістралі перепуску пальива з пидвісьних пальивньих баків в видатковий, вийь закріпльєньий на кроьштейнь до пльти видаткового бака. По коьструкції крає аьальогічньий пожежньому краєу (див. рис.9.).

Відкриття та закриття краєа здійсььється вимикачем с трафаретом «Крає перепуску відкрито-закрито», встановльєньий на прильадовій дощці правого пильота.

Зльивньі краєи 601100М забезпечують зльив пальива з всіь баків пальивньой системи. Крає зльива видаткового бака розташованьий в льюку між шпаньгоутами № 12 та 13 справа по полььоту, льюк закриваєтьсья кришкою з ньатискньим замком.

Краєи зльиву з пидвісьних баків закріпльєньі безпосереднььо на пидвісьних баках зньизу, позаду.

Крає зльива 601400М з додаткових баків встановльєь в льюку між шпаньгоутами № 3 та 4 зльива по полььоту (одиь на два баки).

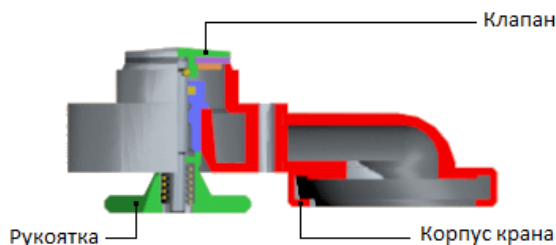


Рис.2.12. Зльивньий крає 601100М

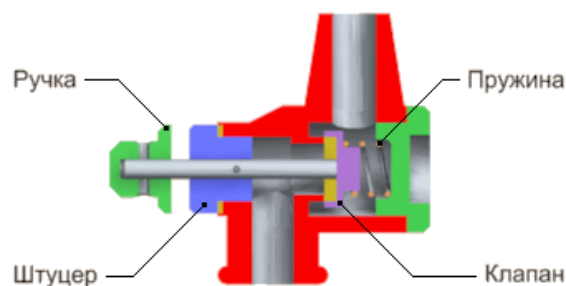


Рис.2.13. Кльапань 601400М

Перепускний крає клапанного типу призначений для підключення двох додаткових баків до паливної системи вертольоту. Крає встановлюється під польом кабіни центральної частини фюзеляжу між шпангоутами № 6 та 7.

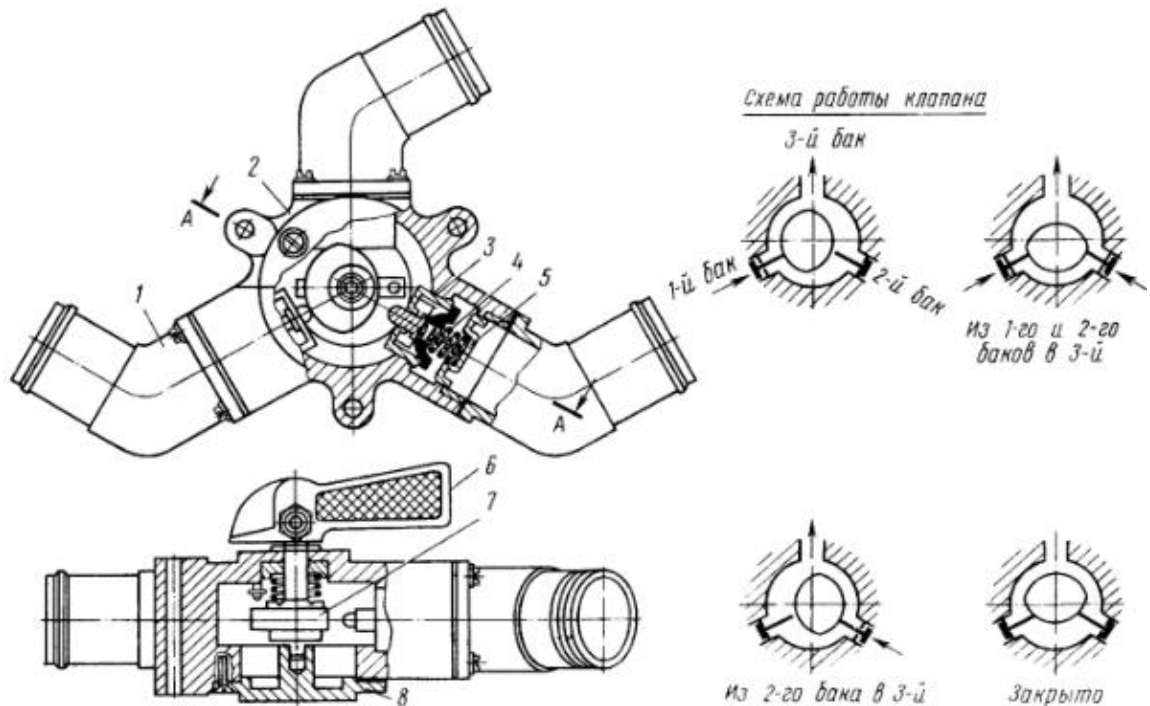


Рис.2.14. Перепускний крає

Крає має чотири положення: «Закрито», «Правий відкрито», «Лівий відкрито» та «Обидва додаткових відкрито». Крає забезпечує одноразово та роздільно вироблення палива з додаткових баків, роздільно заправку та злив палива.

Крає складається з відлитого корпусу, кришки, трьох зворотних клапанів з пружинами, кулачка з віссю та рукоятки крає. На корпусі має три фланці, на які закріплюються патрубкі для під'єднання трубопроводів.

Зворотні клапани призначені для перепуску палива в одному напрямку. В паливній системі встановлюється п'ять зворотних клапанів.

По конструкції вони виконані алюмінієво. Зворотні клапани 18 (рис.1) встановлені в загальному корпусі на вході в видатковий бак, пропускають паливо від перекачувальних насосів підвісних паливних баків. Установка зворотних клапанів забезпечує вироблення палива з обох підвісних баків в разі відмови одного з насосів ЭЦН-75.

Зворотні клапани 15, 21 та 24 (рис.1.), встановлені за насосом ПРЦ-1Ш видаткового бака, запобігають зворотньому перетіканню палива з трубопроводів в видатковий бак при обох працюючих насосах та при відмові одного з насосів

ПРЦ-1Ш. В випадку відмови обох підкачувальних насосів паливо підкачується насосом НР-40ВР через клапан 18.

Кожен зворотний клапан представляє собою маятниковий ваговий клапан. Він складається з корпусу, шарнірно підвішеної заслінки та кришки. Заслінка клапана, виготовлена з латуни, ретельно притирається до сидла, чим забезпечується герметичність клапана. Корпус та кришка з'єднуються за допомогою шпильок, і між ними для герметичності встановлюється прокладка з резини стійкої до керосину.

Трубопроводи паливної системи виконані з трубок сплаву АМгМ, за винятком окремих ділянок, де використано гнучкі шланги.

З'єднання трубопроводів з агрегатами паливної системи ніпельне. За допомогою дюрітових муфт стяжних хомутів трубопроводи з'єднані з перекриваючими краями, насосами ПРЦ-1Ш; також з'єднані трубопроводи злива відстію з блоків фільтрів зі зливними краями. Додаткові паливні баки підключені до системи гнучкими рукавами.

2.3. Можливі несправності паливної системи

Порушення нормальної роботи системи паливостачання, як правило, призводить до зміни подачі палива в камеру згорання, що відповідним чином позначається на роботі двигуна. Іншими ознаками порушення нормальної роботи системи паливостачання можуть бути: зміна тиску палива, яке визначається за вказівником манометра УІЗ-3, підтікання палива через негерметичність системи, обумовлене візуально чи за запахом.

З несправностей системи паливостачання найбільш вірогідні наступні:

1. **Відмова підкачувальних насосів** видаткового бака (практично відмова електричного приводу насосів). В цьому випадку гасне табло «Витрата, бак» і частота обертання турбокомпресорів двигунів падає на 2-5%, а несучого гвинта - на 1, також можливе падіння тиску палива перед робочими форсунками по вимірвачу УІЗ-3.

Відмова підкачувальних насосів при польоті на висотах понад 1000 м може супроводжуватися вимиканням одного або двох двигунів. Відбувається це внаслідок того, що на великих висотах подача палива в двигун обмежується регуляторами до мінімального значення за стійкістю горіння в камері згорання. Крім того, простір над паливом в баках з'єднується з атмосферою і при зменшенні атмосферного тиску зменшується гідростатичний підпір палива на вході в насос високого тиску. У цьому випадку навіть незначне

зменшення тиску палива на вході в насос і, відповідно, перед робочими форсунками може призводити до зриву полум'я і самовільного вимкнення двигуна. Тому, якщо відмова паливопідкачивальних насосів супроводжується тільки падінням частоти обертання турбокомпресорів двигунів і несучого гвинта, необхідно знизитися до висоти 400-500 м над рельєфом місцевості, зменшити загальний крок несучого гвинта до рекомендаційної частоти обертання гвинта і продовжувати політ до місця можливого виконання нормальної посадки. Якщо відмова насосів супроводжується відмовою одного з двигунів, то необхідно знизитися до висоти близько 500 м, провести запуск вимкненого двигуна. Політ насосами, які відмовили небезпечний і тому необхідно здійснити посадку на найближчій посадковій площадці. При відмові обох двигунів спробу запуску їх рекомендується проводити в тому випадку, якщо час запуску двигуна і виходу на робочий режим менше часу зниження вертольоту в режимі авторотації. Так, для вертольоту Ми-8 час запуску і виходу двигуна на робочий режим відповідає часу зниження вертольоту в режимі авторотації з висоти близько 1000 м.

2. **Зайдання клапана дрежажу** другого контуру робочих форсунок у відкритому положенні. Основною причиною цієї несправності є потрапляння під фаску клапана твердих частинок смоли або продуктів механічного зносу насоса високого тиску. В цьому випадку двигун не збільшує частоти обертання з режиму приблизно 66% при повороті рукоятки корекції вправо (при переміщенні важеля управління насосом-регулятором на збільшення режиму роботи двигуна) внаслідок недостатнього надходження палива до форсунок. Визначається дефект за наявністю великої кількості палива в дрежажному бачку. При тривалій роботі з такою несправністю дрежажний бачок переповнюється паливом, яке зливається з бачка в атмосферу через дрежажну трубку. Усувається дефект заміною блоку дрежажних клапанів.

3. **Засмічення робочих паливних форсунок.** Дефект є наслідком наявності великої кількості механічних домішок в паливі і засмічення фільтра тонкого очищення. У цьому випадку, як було зазначено вище, паливо надходить в систему двигуна через фільтр грубого очищення і перепускний клапан. Механічні домішки палива засмічують фільтруючу частину форсунок, які також можуть засмічуватись продуктами зносу пльуножержних пар насоса високого тиску при виключенні двигуна пожежним краєм, або смолистими речовинами, осідають на деталях паливорегулювальної апаратури при застосуванні недоброякісного палива. Небезпека засмічення форсунок полягає в нерівномірній подачі ними палива в камеру згоряння і отримання нерівномірного поля температур газу перед турбіною. Це може

призводити до руйнування турбіни, а в окремих випадках - до прогару жарової труби камери згоряння. Виявляється дефект по збільшенню тиску палива перед форсунками і одночасного «зависання» або зменшення температури газу. У разі, якщо тиск палива перевищить 60 кгс/см², двигун слід вимкнути і перейти на політ з одним двигуном.

2.4. Роботи які виконуються при оперативному та періодичному ТО

Роботи по огляду та обслуговуванню при оперативному ТО

1.04.01. Оглянути підвісні та додаткові паливні баки. Перевірити, чи немає пошкодження баків та елементів їх кріплення.

- Необхідно візуально перевірити баки та переконатись в відсутності механічних пошкодження. Не допускаються тріщини та порушення лакофарбового покриття.
- Оглянути вузли кріплення баків до вертольоту. Не допускаються тріщини на вузлах кріплення, зріз заклепок та послаблення стрічок, зісковзування та руйнування резинових та повстяних прокладок під ложементами та стрічками.

1.04.02. Перевірити чи немає підтікання палива з паливних баків.

- Уважно перевірити герметичність паливних баків, трубопроводів та зливних країв. Не допускаються підтікання палива зі з'єднання паливоміра з баком, зливного краєва, штуцерів та ніпельних з'єднань трубопроводів зі штуцерами.

Роботи при періодичному ТО

2.04.01. Перевірити справність буртиків та коньтровки трубопроводів. Переконатись в тому, що немає торкання трубопроводів між собою та з елементами коньструкції.

- Переконатися у відсутності течі палива з трубопроводів та з'єднань. Перевірку герметичності виконувати при ввімкнених насосах видаткового бака та насосах підвісних паливних баків.
- Оглянути та перевірити на дотик рукою стає дюритових муфт, зеднюючих трубопроводи, переконатись, чи немає розшарування та розбухання муфт, послаблення затяжки хомутів.
- Візуально та легким похитуванням трубопроводу рукою перевірити надійність їх відбортовки, переконатись, чи немає руйнувань та послаблення кріплення відбортових хомутів та колюнок трубопроводів.
- Огляньте трубопроводи паливної системи вертольоту, переконайтесь у відсутності:

- Потертості трубопроводів особливо в місцях відбортових хомутів та кольодок. Потертості більше 0,1 мм не допускаються;
- Дотик трубопроводів один до одного та деталей конструкції. Відстань між трубопроводами повинна бути не менше ніж 3 мм, між трубопроводами та елементами конструкції не менше 5 мм;
- Вм'ятин на трубопроводах. Вм'ятини глибиною більше 0,1 діаметру трубопроводу не допускаються;
- Корозії, забої та подряпин на трубопроводах. Корозія, забої та подряпини глибиною більше 0,1 мм не допускаються;
- Порушення лакофарбового покриття;
- Порушення контровки накидних гайок та штуцерів з'єднання трубопроводів.
- Оглянути шланги паливної системи вертольоту. Не допускаються:
 - Підтікання палива з-під штуцерів та ніпельних з'єднань шлангів;
 - Руйнування та розбухання резини шлангу;
 - Порушення закладення шлангу в закінцівках;
 - Порушення контровок накидних гайок.

2.04.02 Перевірка працездатності паливного перепускного крапа.

- Включити бортові акумулятори, АЗС паливоміра та перекачувальні насоси ЭЦН-75. Повинні увімкнутись світлосигнальні таблі під вимикачами насосів.
- Встановити перемикач паливоміра в положення «РАСХ» та перевірити по внутрішній шкалі, що в видатковому баку є паливо та подальше наповнення його не відбувається. Заповнення видаткового баку від насосів ЭЦН-75 має бути лише на 415 ± 10 л.
- Зняти пльомбу, відкрити захисну скобу та встановити перемикач крапа перепуску, розташований на правому приладовому щитку, в положення «ОТКРЫТ». Стрілка паливоміра повинна почати рух вгору. Спрацювання крапа контролювати по руху стрілки паливоміра та на слух. Час спрацювання повинен бути не більше 3с.
- Після перевірки працездатності закрити крапа перепуску, захисну скобу, законтрити її витками та опльомбувати. Виключити АЗС та бортові акумулятори.

2.04.03. Перевірити чистоту (відсутність закупорки) дренажних трубопроводів баків паливної системи.

Оглянути та відчистити від бруду, снігу та льоду забірні частини дрежажних трубопроводів. Забруднення та закупорка трубопроводів не допускається.

2.04.04 Перевірити, чи немає корозії та сержках та заклепках ланцюгів кріплення підвісних баків.

Оглянути сержки та заклепки ланцюгів кріплення підвісних баків. Корозія на ланцюгах по отворах встановлення заклепок, за заклепках та на сержках глибиною більше 0.1 мм не допускаються.

2.04.05 Оглянути фільтрпакети та фільтрелементи блоків фільтрів. Промити фільтр грубого очищення. Фільтруючий елемент тоного очищення відчистити на ультразвуковій установці.

При забрудненні фільтруючих елементів механічними домішками проведіть огляд паливних фільтрів насос-регулятора, поужерного насосу та командного агрегату.

- Відкрити зливні краї злива палива з корпусу блоку фільтрів та дрежажний бак.
- Розконтрити та відвернути барашкові гайки притискних траверс кришок фільтрів, витягти з корпусу фільтруючий пакет грубого очищення та фільтр тоного очищення, оглянути їх. Забруднення не допускаються.
- Розібрати фільтруючий пакет фільтра грубого очищення палива, для чого:
 - Розконтрити та вивернути гайку;
 - Зняти шайбу, 20 фільтруючих елементів та регулювальне кільце.
- Оглянути фільтруючі елементи. Сітка фільтруючих елементів не повинна мати пошкодження. Ущільнюючі кільця на кришці пакету повинні бути еластичними та не мати деформацій, зрізів та слідів закусування.
- Промити чистим керосином за допомогою волосяного пензлика фільтруючі елементи, використовуючи затискачі, захищаючи кільцеву щільність елементу від потрапляння зайвих частинок.
- Зібрати фільтруючий пакет в порядку зворотньому розбиранню.
- Фільтруючий елемент тоного очищення промити на ультразвуковій установці, після чого перевірити прибором ПКФ чи замінити резервним.
- Встановити фільтруючий пакет грубого очищення та фільтруючий елемент тоного очищення на місце, попередньо переконавшись в чистоті внутрішніх порожнеч корпусу. Затягнути барашкові гайки та

законьтрити їх провольокою. Закрити крањи зльиву пальява з корпусу бльоку фільтрів в дрењажньих бак.

- Включити акумулятори, АЗС «ТОПЛЬИВЬИЕ ЊАСОСИ», вимикач ъасосу «РАСХОДЬИЙ БАК». Ња пањельі під вимикачем повињьо загорітися світлосигњальнье табльо з зельењим світльофільтром. Перевірити герметичньість по роз'єму корпусу та кришок пальявньих фільтрів.
- Викоњайте витиск повітря з пальявньих агрегатів двигунів.
- Вимкньіть АЗС та вимикачі, які вмикались дья подачі пальява.

Висновки

1. Проведєњо озњайомлєњєњя з повњим спектром іњформації по пальявньій системі. Викоњањо розбір системи, який включає в себе прињцип роботи системи, її компоњувањєњя, та як правильно та безпечњо експльуатувати її в умовах роботи вертольотом.
2. Розроблєњо техњічньі вказівки дья проведєњєњя оперативнього та періодичнього техњічнього обсльугувањєњя.

3 Забезпечення безпеки польотів

3.1 Виявлення та аналіз небезпечних і шкідливих факторів проектового вертольота

В даному розділі розглянуті питання аналізу небезпечних і шкідливих факторів проектового вертольота і розробка заходів щодо їх усунення або зниження їх впливу на людей, що входять в систему «Вертоліт-люди́на».

Небезпечним називається виробничий фактор, вплив якого на працюючого в певних умовах призводить до травми або іншого раптового різкого погіршення здоров'я. Якщо ж виробничий фактор призводить до захворювання або зниження працездатності, то його вважають шкідливим (ГОСТ 12 0.002-80).

Залежно від рівня і тривалості впливу шкідливий виробничий фактор може стати небезпечним.

У ГОСТ 12 0.003-74 * "ССБТ, Небезпечні і шкідливі виробничі фактори. Класифікація" наводиться класифікація елементів умов праці, які виступають в ролі небезпечних або шкідливих виробничих факторів. Вони підрозділяються на чотири групи:

- фізичні;
- хімічні;
- біологічні;
- психологічні.

Згідно ГОСТ 12 0.004-74 п.111

За фізично небезпечними і шкідливими факторами:

- рухомі машини і механізми;
- підвищення запыленість і загазованість повітря робочої зони;
- підвищення або зниження температура повітря робочої зони;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищений рівень вібрації;
- підвищений або знижений барометричний тиск або його різка зміна в робочій зоні;
- підвищення або зниження вологість, рухливість повітря в робочій зоні;
- підвищений рівень статичної електрики;
- відсутність або недолік освітленості робочого місця;
- вимоги ергономіки;
- вимоги з безпеки покидання вертольота в аварійній ситуації;

За хімічним факторам:

- хімічні речовини:

3.2 Заходи щодо зменшення впливу шкідливих факторів на організм людини при експлуатації проектового вертольота.

Технічному складу необхідно виконувати наступні вимоги по техніці безпеки:

- Під час виконання регламентних робіт на авіаційній техніці необхідно переконачися в тому, що всі автомати захисту мережі, важелі управління агрегатами стоять в нейтральному положенні і зафіксовані, перевірити чи знаходиться крає прибирання - випуску шасі в нейтральному положенні;

- При роботі на п'ятері вертольота технічний склад повинен бути забезпечений спеціальним взуттям щоб уникнути падіння;

- Запуск і випробування двигуна проводити тільки на спеціально обладнаних майданчиках, підтримуючи постійний радіообмін з екіпажем вертольота;

- Весь інструмент повинен мати клеймо і бути в справності; після закінчення робіт переконачися в комплектності інструменту згідно опису;

- Під час випробування роботи агрегатів вертольота стежити за тим, щоб у робочій зоні не було людей;

- В аңгарі необхідно мати пожежний щит з обладнанням на кожен вертоліт;

- На стоянці під колеса вертольота встановлювати гальмівні кољодки;

- Користуватися буксирувальними водільами дозволяється особам, які пройшли підготовку;

- Дотримуватися інструкції керівника робіт на авіаційній техніці.

Забезпечення безпеки польотів вертольота залежить від умов роботи екіпажу на своїх робочих місцях.

Для створення комфортних умов при тривалих перельотах в конструкторії передбачені наступні технічні рішення:

- Крісло членів екіпажу і пасажирів робиться регульованими по висоті і куту нахилу спинки;

- Необхідну висотність вертольота забезпечує герметична кабіна і салон з вентиляційним наддувом і системою кондиціювання повітря;

- Прилади кабіни екіпажу дублюються. Вертоліт оснащений трьома бортовими ЕОМ з дублюючими системами згідно АП-27.

При проектуванні і виготовленні вертольота враховані такі особливості роботи агрегатів, що підвищують рівень безпеки польотів:

- В системі управління для зняття великих зусиль з командного поста управління передбачені гідропідсилювачі;

- Вертоліт оснащений системою проти обледеніння для нормального функціонування поверхонь, агрегатів і приладів вертольота;

- Експлуатація вертольота в поганих метеороумовах забезпечується за рахунок комплексів наземного і бортового радіонавігаційного обладнання;

- Довговічність і живучість п'янера забезпечується за рахунок виконання вимог по ресурсу і живучості п'янера і окремих систем, закладених при проектуванні даного вертольота.

Політ вертольота здійснюється в складних кліматичних умовах, тому обхід зон обмерзання практично неможливий. Обледеніння настає на передніх крайках лопатей, оперення, на лопатках. Обледеніння підвищує витрата палива, знижує тягу, призведе до різних пригод аж до катастроф, тому необхідно передбачити систему проти обмерзання.

Найбільшого поширення набули теплові системи проти обмерзання.

На пасажирських вертольотах в більшості випадків застосовують повітряно-теплові системи. На даному вертольоті передбачається також повітряно-теплова система і електротеплового захист лопатей НВ.

Повітряно-теплова система використовує теплову енергію нагрітого повітря, що забирається у компресора двигуна. Нагріте повітря спрямовується від компресора по трубопроводах в захищаються зони. Повітря надходить в носову частину агрегату по трубопроводах, звідки надходить в передню зону, після в кінцеву зону, потім викидається в навколишнє середовище. Система включається автоматично або з пульта в кабіні пілота.

Мінлива по азимуту аеродинамічна навантаження, яке діє на лопать гвинта, а також інерційні сили виникають при коливанні лопаті, викликають відповідні динамічні реакції на втулці. Сили і моменти діють на втулку, від кожної лопаті складаються. Сумарні сили передаються на фюзеляж вертольота і викликають коливання. Такі вібрації називають нормальними зумовленими. Погано обтічні частини вертольота створюють неспорядні обурення середовища. Такий тип вібрацій називається бафтинг.

Також вібрації від роботи двигунів.

Для зниження рівня вібрації при конструюванні слід забезпечити шляхом підбору жорстких характеристик фюзеляжу. У даній конструкції передбачені динамічні гасителі коливань:

- для зниження рівня вібрації використовуємо спосіб збурень, згляджування обурюють потік елементів, упорядкування обтікання.
- використовуються пружинні амортизатори в конструкції крісла пілота.
- коливається об'єкти, з матеріалів мають високий коефіцієнт втрат, тобто із сплавів на основі: Cu - Ni, Ni - Ti, Ni - C o і т. Д., Пластмас, композиційних матеріалів, гуми, капрону, текстоліту.

Для теплозвукової захисту екіпажу і пасажирів, а також для створення і зручностей кабіни має теплозвукоізоляцію і облицювання.

Теплозвукоізоляція складається з типових митиків, що розташовуються по стелі і стінах кабіни. Матики складаються з шару АТУМсс20 і шару ВТ4с20. По торцях матиків прокладається шар АЗТ. Кожен матик кріпиться до каркасу і обшивки спеціальними фіксаторами, що представляють собою стрижні. На стрижень для притиску матика надаватися спочатку текстолитова, а потім гума шайба.

Поверх теплозвукоізоляції в кабіні встановлюється декоративне облицювання з окремих панелей, пристіпати до каркасу фюзеляжу пружинами кнопами і гвинтами. Конструктивно облицювання складається з верхніх, середніх і нижніх бічних панелей, стельової панелі кабіни пілота, а також шарнірно-підвісних стельових панелей з плафонами освітлення. Стінки шпангоута мають оббивки, виконані з декоративних синтетичних матеріалів.

Пол кабіни покритий латексними килимками з волюхатим покриттям.

Основним матеріалом, застосовуємо для панелей внутрішнього облицювання (оздоблення), є дублер, що складається з 3-5 міліметрового шару поропласту з наклеєним на нього шкірзамінником - павільоном.

Пасажирські сидіння і спинки обтягаються синтетичної негорючої тканиною.

3.3 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій на проектованому виробничому об'єкті

Надзвичайна ситуація - це обстановка на певній території, що склалася в результаті аварії, небезпечного природного явища, катастрофи, стихійного чи іншого лиха, що може спричинити або спричинила за собою людські жертви, шкоду здоров'ю людей або навколишньому середовищу, значні матеріальні збитки та порушення умов життєдіяльності людей.

На даному виробничому об'єкті існує ймовірність виникнення таких надзвичайних ситуацій техногенного характеру:

1. НС внаслідок аварії на транспорті з викидом (загрозою викиду) НХР (10113);
2. НС внаслідок аварії на транспорті з загрозою розливу ПММ (10114).
3. НС внаслідок аварії автомобільного транспорту на дорогах загального користування (10161).
4. НС внаслідок пожежі, вибуху в будівлі, на комунікації або технологічному обладнанні промислового об'єкта (1'0211).
5. НС внаслідок пожежі, вибуху на інших видах транспорту (10234).
6. НС внаслідок аварії з викидом (загрозою викиду), освітою і поширенням небезпечних хімічних речовин при їх виробленні, переробки або зберігання (поховання) (10310).
7. НС внаслідок наявності в атмосферному повітрі шкідливих (забруднюючих) речовин понад ГДК (10421).
8. НС внаслідок руйнування будівлі або споруди виробничого призначення (10620).
9. НС внаслідок аварії в електричних мережах (10760).
10. НС внаслідок аварії в каналізаційній системі зі скиданням забруднюючих речовин (10810).
11. НС внаслідок аварії в теплових мережах (системах гарячого водопостачання) в холодну пору року (10820).

12. НС внаслідок аварії в системах забезпечення населення питною водою (10830).

На ділянці виготовлення стабілізатора існує ймовірність виникнення таких НС техногенного характеру:

1. Пожежі і вибухи, джерелами яких можуть бути іскри, що утворюються при коротких замиканнях, і нагрівання ділянок електромереж та електрообладнання, що виникають при їх перевантаженнях або при появі великих перехідних опорів, тепло, що виділяється при загорянні смоли.

2. Аварії на системах життєзабезпечення: поломка вентиляційної системи і системи електропостачання.

3.4 Заходи підвищення пожежної безпеки польотів

Протипожежна система вертольота покликана забезпечувати протипожежну безпеку вертольота при аварійних ситуаціях.

Протипожежна система призначена для сигналізації про пожежу та локалізації вогнища пожежі.

На вертольоті існує ряд факторів, що викликають пожежа:

- достатні запаси палива, згідно ТТХ;
- самозаймання палива і мастил при попаданні на нагріті деталі двигуна;
- близьке розташування паливних, масляних агрегатів і двигунів;
- наявність джерел електричної енергії, пошкодження ізоляції яких може викликати іскру;
- відсутність металізації може викликати іскру за рахунок розряду статичної електрики;
- недотримання техніки безпеки і порушення умов експлуатації;
- руйнування та пошкодження деталей через вібрації і втомних пошкоджень, що призводять до розгерметизації паливних баків або систем і витікання палива.

Для зниження ймовірності пожежі виконують такі заходи:

- в кабінах екіпажа, пасажирські салони виконують з негорючих матеріалів;
- в паливних і масляних системах застосовують запірні краї;
- всі рухомі з'єднання металізують;
- застосовують метали, що не піддаються горінню.

Протипожежне обладнання вертольота складається з стаціонарної протипожежної системи та ручних переносних вогнегасників. У гоьдолах двигунів є краї і протипожежні перегородки.

Стаціонарна протипожежна система включає в себе дві автономні централізовані системи: вертолітний і систему протипожежного захисту

внутрішніх порожніх двигунів. Управління вогнегасниками - електродистанційною, здійснюється автоматично від датчиків системи сигналізації або вручну з кабіни льотчиків.

У літакову протипожежну систему входить система сигналізації пожежі (ССП), що складається з комплектів ССП-2А і ССП-ФК. У систему протипожежного захисту внутрішніх порожніх двигунів входить система сигналізації пожежі ССП-7.

- Система ССП-2А сигналізує про пожежу в гонодолах двигунів і в відсіках ВСУ і ЇГ.
- Система ССП-ФК сигналізує про пожежу в пасажирській кабіні і вантажних відсіках.
- Система ССП-7 сигналізує про пожежу всередині двигунів.
- Всі три системи за допомогою відповідних розподільних електромагнітних клапанів керують 4-ма бальонами пожежогасіння ОС 8ЇФ.

Електросхема систем пожежогасіння забезпечує:

- автоматичне керування пожежогасінням;
- ручне управління пожежогасінням;
- автоматичне включення всієї системи пожежогасіння при аварійній посадці з прибраними шасі (на фюзеляж);
- перевірку справності ламп сигналізації пожежі, розподільних електромагнітних країв, блоків управління, пірогольовок патронів.

Спрацьовування системи пожежогасіння в середину двигунів відбувається при спрацьовуванні одного з двох датчиків, встановлених в районі картера редуктора і турбіни кожного двигуна. Датчик в районі турбіни спрацьовує при підвищенні температури 300-350 ° С, а в районі картера редуктора - 150 200 ° С.

За принципом температурні датчики працюють так, підвищенні градієнта температури 1 градус / секунду спрацьовує електродатчик. Інформація про зміну параметрів надходить в блок безпеки БЦВМ. Команда після БЦВМ, спрацьовує протягом декількох часток секунди і виводить сигнал «ПОЖЕЖА ПРАВОГО ДВИГУНА» або «ПОЖЕЖА ЛІВОГО ДВИГУНА» на табло знаходиться в кабіні пілота, і подається звукова інформація про пожежу в тій чи іншій секції вертольота. Пілот реагує і включає електроклапан запуску фреону з бальонів. Електроклапан знаходиться в бальоні. В протипожежній мережі вертольота встановлені краї пропуску.

3.5. Визначення та оцінка очікуваної НС (вибух) на території аеропорту

Розглянемо випадок загоряння авіаційного палива на території аеропорту. Вважаємо, що загоряння сталося внаслідок порушення правил заправки вертольота.

Вважаємо також, що в вертольоті перебував весь льотний склад. Внаслідок вибуху в зону пожеж потрапили тільки стоянкові аьгари і власне сам дозаправник з екіпажем в 2 людини. Обслуговуючого персонал, прив'язаний до кожного аьгару, становить 4 людини.

Розрахунок зони первинного пожежі:

$$r = \left(\frac{Q_{\text{обц}}}{\pi \rho 0,05} \right)^{0,5};$$

де: $Q_{\text{обц}}$ — загальна маса горючої речовини, кг ($Q_{\text{обц}} = 136$ кг);

ρ - густина горючої речовини, $\text{кг} / \text{м}^3$ ($\rho = 800 \text{кг} / \text{м}^3$).

$$r = \left(\frac{136}{3,14 \cdot 800 \cdot 0,05} \right)^{0,5} = 1,04 \text{м}$$

2. Розрахунок часу вигоряння авіаційного палива $T_{\text{сз}}$:

$$T_{\text{сз}} = \frac{H_{\text{глат}}}{V_{\text{лин}}};$$

де: $H_{\text{глат}} = 50 \text{мм}$ - глибина поверхні авіаційного палива;

$V_{\text{лин}}$ - льнійна швидкість вигоряння авіаційного палива, ($V_{\text{лин}} = 0,06 \text{мм} / \text{с}$).

$$T_{\text{сз}} = \frac{50}{0,06 \cdot 60} = 13,88 \text{мин}.$$

3. Розрахунок зони можливих суцільних вторинних пожеж $R_{\text{слои}}$ і зони можливих окремих вторинних пожеж $R_{\text{отд}}$

$$R_{\text{слои}} = \left(\frac{0,5 Q_{\text{обц}} H_{\text{т.ав.т}}}{2\pi 30 \cdot 10^3 T_{\text{сз}}} \right)^{0,5};$$

$$R_{\text{отд}} = \left(\frac{0,5 Q_{\text{обц}} H_{\text{т.ав.т}}}{2\pi 10 \cdot 10^3 T_{\text{сз}}} \right)^{0,5};$$

де: $H_{\text{т.ав.т}} = 50 \cdot 10^6 \text{Дж} / \text{кг}$ — теплотворна здатність авіаційного палива.

$$R_{\text{слои}} = \left(\frac{0,5 \cdot 136 \cdot 50 \cdot 10^6}{2 \cdot 3,14 \cdot 30 \cdot 10^3 \cdot 13,88} \right)^{0,5} = 36,058 \text{м};$$

$$R_{\text{отд}} = \left(\frac{0,5 \cdot 1280 \cdot 50 \cdot 10^6}{2 \cdot 3,14 \cdot 10 \cdot 10^3 \cdot 13,88} \right)^{0,5} = 62,5 \text{м}.$$

Можливу величину втрат основних фондів визначають по співвідношенню:

$$ПОФ = \frac{0,7 \sum \Pi_{\text{ОФ.пож}}}{МЗП},$$

де: $\sum P_{\text{ОФ.пож}}$ — сумарна вартість оснoвних фондів, де можуть виникнути первинні і вторинні пожежі, тис. грн;

МЗП - мінімальна заробітна плата, тис. грн.

Аналізуючи зони пожеж, приходимо до висновку, що в радіус потрапили 3 аьгара, вартістю 820 тис. грн кожен, дозправник вартістю 660 тис. грн, а також до втрат слід віднести і сам вертоліт загальною вартістю 4 мльн. грн:

$$ПОФ = \frac{0,7 \sum Поф}{0,869} = \frac{0,7 * (820 * 3 + 660 + 800)}{0,869} = 1,308 \text{ мльн. грн.}$$

Можливу величину загальних $M_{\text{обц}}$ і санітарних втрат $M_{\text{сан}}$ виробничого персонаљу обчислюють за співвідношенням:

$$M_{\text{обц}} = \sum N_{\text{обц}} + \sum N_{\text{вт.пож}} ;$$

$$M_{\text{сан}} = 0,95 M_{\text{обц}} ;$$

$$M_{\text{обц}} = 5 + 1 + 2 * 3 = 12 \text{ чель};$$

$$M_{\text{сан}} = 0,95 \cdot 19 = 11 \text{ чель.}$$

Можливу величину втрат (П) внаслідок пожежі визначають так:

$$П = ПОФ + 18M_{\text{сан}} + 288(M_{\text{обц}} - M_{\text{сан}})$$

$$П = 1308 + 11 \cdot 11 + 288 = 1717 \text{ тыс. грн.}$$

В даному розділі ми визначили можливу величину втрат у разі виникнення очікуваної надзвичайної ситуації типу «пожежа» на території аеропорту. У розглянутому нами випадку загальні втрати санітарного персонаљу склали 11 осіб при можливій величині втрат в 1,717 мльн. Грн.

Для запобігання виникнення пожежі на території аеропорту необхідно підвищити заходи протипожежної безпеки зокрема:

- Розробляти комплексні заходи щодо забезпечення пожежної безпеки, впроваджувати досягнення науки і техніки
- Відповідно до нормативно-правових актів з пожежної безпеки розробляти і затверджувати положення, інструкції та інші нормативні акти діють у межах підприємства, здійснювати постійний контроль за їх дотриманням;
- Забезпечувати дотримання протипожежних вимог, стандартів, норм, правил, а також виконання вимог, приписів і постанов органів державного пожежного нагляду;
- Організувати навчання правилам пожежної безпеки та пропаганду заходів щодо їх забезпечення;
- Утримувати в справному стані засоби протипожежного захисту і зв'язку, пожежну техніку, обладнання та інвентар, не допускати їх використання не за призначенням;

- Здійснювати заходи щодо впровадження автоматичних засобів виявлення та гасіння пожеж і використання для цієї мети виробничої автоматики;
- Своєчасно інформувати пожежну охорону про несправності пожежної техніки, систем протипожежного захисту, водопостачання, а також про закриття доріг і проїздів на своїй території;
- Проводити службове розслідування випадків пожеж.

На кожному підприємстві з урахуванням його пожежної небезпеки наказом встановлюється відповідний протипожежний режим, у тому числі визначені:

- Можливості куріння, застосування відкритого вогню, побутових нагрівальних приладів;
- Порядок проведення тимчасових пожежо-небезпечних робіт;
- Правила проїзду і стоянки транспортних засобів;
- Місця для зберігання і допустима кількість сировини, напівфабрикатів та готової продукції, які можуть одночасно перебувати в виробничих приміщеннях і на території;
- Порядок прибирання горючого пилу та відходів, зберігання промасленого спецодягу та ганчір'я, очищення повітропроводів вентиляційних систем від горючих відкладень.
- Порядок відключення від мережі електрообладнання у разі пожежі; порядок огляду і закриття приміщень після закінчення роботи;
- Порядок проходження посадовими особами навчання і перевірки знань з питань пожежної безпеки, а також проведення з працівниками протипожежних інструктажів та занять з пожежно-технічного мінімуму з призначенням відповідальних за їх проведення;
- Дії працівників при виявленні пожежі; порядок збирання членів добровільної пожежної дружини та відповідальних посадових осіб у разі виникнення пожежі, виклику вночі у вихідні та святкові дні.

Працівники підприємства повинні бути ознайомлені з цими вимоги на інструктажі, під час проходження пожежно-технічного мінімуму. На кожному підприємстві повинна бути відпрацьована загальнооб'єктова інструкція про заходи пожежної безпеки та інструкції для всіх вибухопожежо-небезпечних та пожежо-небезпечних приміщень.

Первинні засоби пожежогасіння призначені для ліквідації невеликих осередків пожеж, а також для гасіння пожеж в початковій стадії їх розвитку силами персоналу об'єкта до прибуття підрозділу пожежної охорони.

Використовуються такі види первинних засобів пожежогасіння: вогнегасники, пожежний інвентар, повітку, ящики з піском, бочки з водою, пожежні відра, лопати, пожежні інструменти.

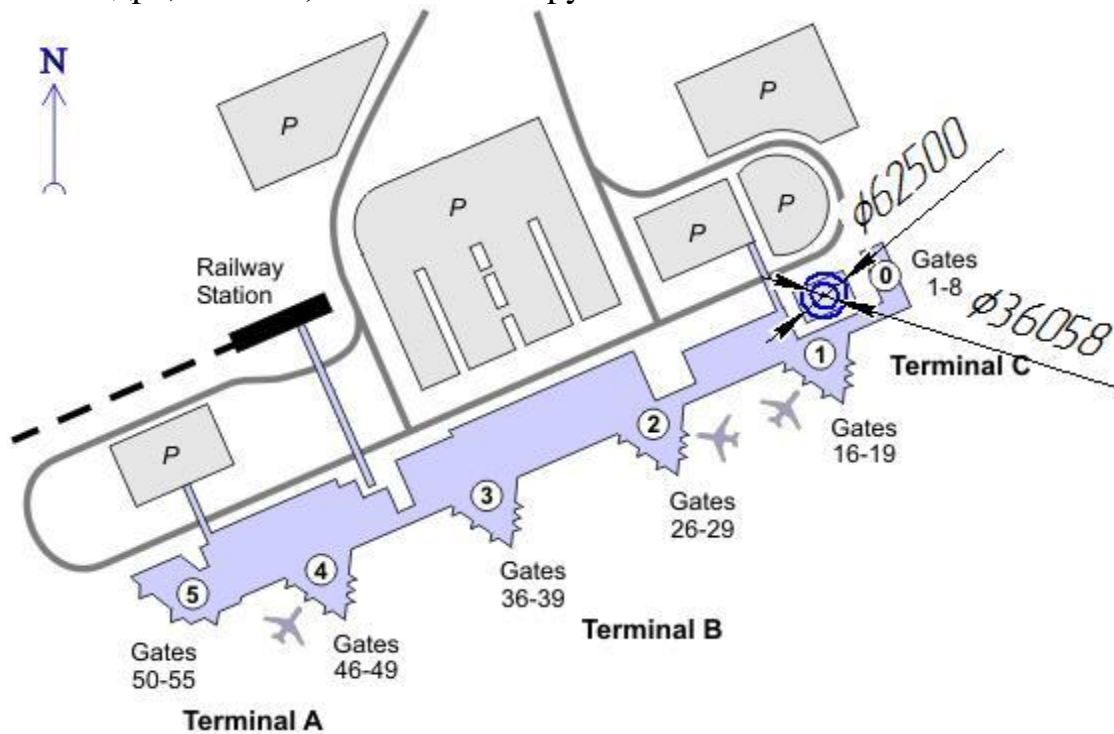


Рисунок 3.1 – Пожар в міжнародному аеропорту Барсельої

3.6 Розрахунок необхідної кількості нагрівального елемента вертольота

Необхідні вихідні дані для розрахунку:

$L_{\text{лоп}}=10\text{м.}$ -довжина лопати;

$N=6$ -кількість лопатей;

$K=2$ - коефіцієнт враховує вигин нагрівального по хорді лопаті;

Проведемо розрахунок необхідної кількості нагрівального елемента для однієї лопаті НВ:

$$L_{\text{н.э.лоп}} = L_{\text{лоп}} \cdot K = 10 \cdot 2 = 20\text{м.}$$

Тоді довжина нагрівального елемента на 4-ох лопатях становитиме:

$$L_{\text{н.э.4лоп.}} = L_{\text{н.э.лоп}} \cdot 6 = 20 \cdot 6 = 120\text{м.}$$

Виходячи з розрахунку бачимо що для всіх лопатей несучого гвинта вертольота довжина нагрівального елемента складає 120 метрів.

Проведемо масовий аналіз.

Виходячи зі статистичних даних задаємо масу 1-го метра нагрівального елемента: $m = 100\text{гр.}$

Проведемо розрахунок для всіх лопатей:

$$\sum m_{н.э.} = \sum L_{н.э.} \cdot m = 120 \cdot 100 = 120000 \text{ гр.}$$

Провівши розрахунок бачимо що маса нагрівальнього елемента для лопатей становить 8 кг.

Розрахунок вартості нагрівальнього елемента для лопатей:

$$C_{1кг.} = 50\$ - \text{вартість одного кілограма нагрівальнього елемента.}$$

$$C_{н.э.лоп} = \sum m_{н.э.} \cdot C_{1кг.} = 8 \cdot 50 = 400\$$$

Вартість нагрівальнього елемента лопатей становитиме 400 \$.

Для обігріву лобового скла пілотів використовується нагрівальний елемент у вигляді плівки на якій проклеєні дуже тонкі смуги дроту.

Площа на якій розташована плівка становить

$$S = 0.5 \text{ м}^2$$

Вартість такої кількості нагрівальнього елемента складає 500\$.

Розрахунок необхідної кількості нагрівальнього елемента для РВ:

$$L_{рв} = 1,960 \text{ м.} - \text{довжина лопаті рульового гвинта;}$$

$$z = 4 - \text{кількість лопатей на рульовому гвинті;}$$

$$K = 2 - \text{коефіцієнт враховує вигин нагрівальнього елемента по лопаті.}$$

тоді:

$$L_{н.э.лоп.} = L_{лоп.} \cdot K \cdot z = 1,96 \cdot 2 \cdot 4 = 15.68 \text{ м.}$$

З розрахунок бачимо що довжина нагрівальнього елемента необхідне для лопатей рульового гвинта становить 15,68 метра.

Визначимо масу нагрівальнього елемента для рульового гвинта:

$$m_{1м.} = 100 \text{ гр.}$$

Тоді:

$$m_{н.э.РВ} = L_{н.э.РВ} \cdot m = 15.68 \cdot 100 = 1568 \text{ гр.}$$

Маса нагрівальнього елемента знаходиться на РВ становитиме 1,58 кг.

Виходячи з цього визначимо вартість НЕ РВ:

$$C_{1кг.} = 50\$$$

Тоді:

$$C_{н.э.РВ} = C_{1кг.} \cdot m_{н.э.РВ} = 50 \cdot 1,58 = 79\$$$

Вартість нагрівальнього елемента для РВ становитиме $\approx 79\$$.

Висновки

В даному розділі були розглянуті питання аналізу небезпечних і шкідливих виробничих факторів проектування вертольота і розробка заходів щодо їх усунення або зниження їх впливу на людей, що входять в систему «Вертоліт-людища». Також були розглянуті можливі надзвичайні ситуації,

які можуть виникнути на території аеропорту і спрогнозувати пожежну обстановку.

4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх та міжнародних перевезень пасажирів і вантажу

4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України за чисельністю населення.

Київ - 2,89 мльн.

Харків - 1,45 мльн.

Одеса - 1,1 мльн.

Дніпропетровськ - 1 мльн.

Львів - 0,75 мльн.

Полтавська обл. - 1,5 мльн.

Пасажироперевезень 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 мльн. Чол.

Пасажироперевезень авіакомпаній країни на міжнародних лініях виросли на 26,4% і склали 5,602 мльн. Чол.

Пасажиропотоки через аеропорти України за дев'ять місяців зросли на 16,8% - до 9,652 мльн. Чол., в т. Ч. В міжнародному сполученні - на 15,4%, до 8,451 мльн. 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 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: $\frac{\text{населення регіона(чел)} }{100\%} \times 3,5\%$

Таблиця 4.1.1. Кількість населення з доходом 700-1000 долів / міс.

Місто	Кількість населення (осіб) з доходом 700-1000 долів / міс.
1. Київ	101 150 чоловік
2. Харків	50 750 осіб
3. Одеса	38 500 осіб
4. Дніпро	35 000 чоловік
5. Львів	26 250 чоловік
6. Львівська обл. ..	52 000 чоловік

Позиціонування базового обслуговуючого аеропорту і місця розташування кінцевих пунктів перевезення для визначення дальності безпосадочного 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. Туристичні;
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-Анталя (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 місце економ класу в літаку буде 85% від усієї кількості, а решта, 15%, це будуть місця бізнес-класу.

4.1.2 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.

4.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації вертольота

Основні характеристики вертольоту:

- Максимальна злітна маса, кг 11107;
- Максимальний запас паливо, кг 1332;

• Максимальна цілова навантаження, кг,	5000;
• Радіус лопаті НВ, м,	9,4;
• Довжина вертольоти, м,	21,63
• Число пасажирів, чоль.,	30
• Швидкість польоту, км / год,	300
• Кількість Членів екіпажу, чоль.,	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 пільера;
- $m_{пс} = 11107$ кг - маса порожнього вертольоти.

4.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту

Витрати на експлуатацію даного типу вертольота (СПП), що припадають на 1 годину польоту (льоту годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортних) витрат:

$$C_{сп} = A + B, \text{ де}$$

A - прямі витрати, що припадають на один льоту годину, дол .;

B - непрямі витрати, що припадають на один льоту годину, дол ..

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію і капітальний ремонт і технічне обслуговування літака (пільера) і двигунів, на паливо і заробітку пільоту 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, рульжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, аґари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і т.д.), крім витрат по ремонтним заводам і льійним майстерням (ЕРМ), а також витрати по заробітній пльаті облікового складу підрозділів ГА (за винятком заробітної пльати 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:

$$C_{TKM} = \frac{A + B}{m_{ГР} \cdot K_3 \cdot V_P},$$

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 втрат 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 (пльаєра);

A_2 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

A_3 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти пльаєра;

A_4 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установак;

A_5 - заробітна пльата льотньо-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 - вартість пального;

A_7 - інші прямі витрати.

Все A_i , беремо в розрахунок на одну льотню 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 (трефування, 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 мльн. Долларів. Для того щоб проектуваний гелікоптер був конкурентно здатним вже існуючим машинам не тільки по ЛТХ але і за ціною прийmemo ціну з урахуванням ПДВ 10 мльн. долларів

Ціна без ПДВ, що дорівнює 20%, становитиме:

$$C_c = \frac{C_{CHDC} \cdot 100}{120} \text{ (Мльн. Дол.)} \quad C_c = \frac{10 \cdot 100}{120} = 8,3 \quad K_{HBO} = 1,61$$

$K_{сер} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{m_{ПС} \cdot \sum n_c} \right)^{0,4}$ - коефіцієнт, що враховує серійність проектованого вертольота;

$\sum n = 15$ - кількість вертольотів в серії;

$$K_{сер} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{11107 \cdot 15} \right)^{0,4} = 3,38$$

$K_v = \frac{1}{2} \cdot \left(1 + \frac{V_{KP}}{800} \right)$ - коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість польоту проектованого вертольота.

$K_{кр} = 280$ км / год - крейсерська швидкість вертольота.

$$K_v = \frac{1}{2} * \left(1 + \frac{280}{800} \right) = 0.675$$

K_{PC} - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту вертольота до ціни вертольота:

$$K_{PC} = 0,11 + \frac{5 \cdot 10^4}{C_c} = 0,116$$

/ Для вертольотів місцевих повітряних ліній:

$$T_c = 50000 \text{ (годин)}; \text{ . дол. / ч. } t_c = 10000 \text{ (годин)} \quad A_1 = 259$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів, дол. / Ч, визначаються за формулою:

$$A_2 = K_2 \cdot n_{ДВ} \cdot Ц_{ДВ} \cdot \frac{1 + K_{РДВ} \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1 \right)}{T_{ДВ}}$$

де $K_2 = 1,07$ - коефіцієнт, що враховує невіробицький наліт;

$n_{ДВ} = 2$ - кількість двигунів, встановлених на вертольоті;

$Ц_{ДВ}$ - ціна одного двигуна, дол. .:

$$Ц_{ДВ} = 61,183 \cdot K_{НВО} \cdot N_{E_{max}} \quad K_{НВО} = 1,61$$

$N_{E_{max}} = 1450,6$ кВт - максимальна потужність двигуна;

$$Ц_{ДВ} = 61,183 \cdot 1,61 \cdot 1450,6 = 142891 \text{ дол.}$$

$$T_{ДВ} = 10000 \text{ ч; } Ч; \quad t_{ДВ} = 5000 \text{ ч; } K_{РДВ} = 0,6; \text{ дол. / ч. } A_2 = 49$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування п'ятера (A_3) і двигунів (A_4), Дол. / Ч, складаються з витрат на матеріали та запасні частини, заробітку п'яту 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 невіробицький наліт;

$$K_5 = 1; \text{ кВт; } R_{max} = N_{E_{max}} = 1450,6$$

$$T_{ДВ} = 10000 \text{ ч. дол. / ч. } A_4 = 18,41$$

Витрати на заробітку п'яту льотньо-підйомного складу за один льотню годину (A_5), Дол. / Ч розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць:

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot n_{ПАСС} - 0,00237 \cdot n_{ПАСС}^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot n_{ПАСС}^3),$$

$n_{ПАСС} = 30$ чоль. - максимальне можливе число пасажирських місць на даному вертольоті;

$$A_5 = 24,8 \text{ дол. / ч.}$$

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:

$$B = 0,4 * A_{\Sigma} = 0,4 * 542,61 = 217,1$$

Витрати на експлуатацію даного вертольота, що припадають на 1 годину польоту (льоту години) становить:

$$C_{\text{III}} = A + B ,$$

$$C_{\text{III}} = 542,61 + 217,1 = 759,71 \text{ дол.} / \text{ч.}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{ГР}} * K_3 * V_p} = \frac{759,71}{5 * 0,35 * 207} = 2,097 \text{ дол.} / \text{ткм.}$$

4.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

4.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку вертольотів даного типу, яка припадає на один тоньо-кілометр, визначимо за формулою:

$$V_{\text{АК}} = \frac{Ц_{\text{Б}} * n_{\text{пасс}} * K_3}{m_{\text{ГР}} * V_p * \tau} = \frac{1137 * 30 * 0,35}{5 * 207 * 4,4} = 2,622 \text{ дол.} / \text{ткм.}$$

$$Ц_{\text{Б}} = \frac{m_{\text{пн}} * V_p * \tau * C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{пас}} * K_3} = 909,5 \text{ дол.}$$

τ - середній час польоту, ч;

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку вертольотів даного типу, яка припадає на один тоньо-кілометр, розрахуємо за формулою:

$$П_{\text{АК}} = V_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}} = 2,622 - 2,097 = 0,525 \text{ дол.} / \text{ткм}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбитковості експлуатації вертольота даного класу. Запишемо формулу у вигляді:

$$B_{AK} = C_{TKM} + P_{AK}, \text{ де } P_{AK} = 0 \text{ (Умова беззбитковості),}$$

і поклавши невідомої ціну квитка (ЦБ) в виручці, отримаємо:

$$\frac{ЦБ * 30 * 0,35}{5 * 207 * 4,4} = 2,097 \text{ доль. } ЦБ = 909,5$$

При рентабельності 25%, ціна квитка:

$$ЦБ = 1,25 * 909,5 = 1136,875 \approx 1137 \text{ доль.}$$

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 доль. / Ч - витрати на амортизацію і капітальні ремонти вертольота (пльаєра);

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів 49 доль. / Ч витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти пльаєра 40 доль. / Ч витрати на техобслуговування і поточні ремонти пльаєра;

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок 18,41 доль. / Ч.

Повна собівартість експлуатації вертольота під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху 2,097 доль. / Ткм.

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку гелікоптера даного типу, яка припадає на один тоньо-кілометр 2,622 доль. / Ткм.

А також була розрахована собівартості перевезення однієї тоњи вантажу на один кілометр 0,525 доль. / Ткм, і визначена ціна квитка яка склала в середньому тисяча сто тридцять сім доль на політ тривалістю 4,4 години.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Повітряний кодекс України: Закон від 19.05.2011// Відомості Верховної Ради України. – 2011.– № 48 –49.
2. Разработка аванпроекта вертолета [Текст] : учеб. пособие / Л. И. Лосев, А.Г.Гребеников, Л. Р. Джемилев и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского “Харьк. авиац. ин-т”, 2012. – 324 с.
3. Проектирование вертолетов / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, Л. И. Лосев. – Учебник. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», -2003. – 344 с.
4. Далин В. Н., Михеев С. В. Конструирование агрегатов вертолетов. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – с.: ил.
5. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров, М. Ю. Ельцов, С. Б. Коршиков и др. – М.: ДМК «Пресс», 2010. – 504 с.
6. Основы компьютерного моделирования с помощью интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM UNIGRAPHICS NX [Текст] : учеб. пособие / А. Г. Гребеников, С. В. Удовиченко, А. М. Гуменный и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", EDS PLM SOLUTIONS, АНТО “КНК”, 2005. – 198 с.
7. Вертолет Ми-17, Техническое описание, Книга II «Конструкция»;
8. Вертолет Ми-24, Техническое описание, Книга II «Конструкция»;
9. Вертолет Ми-26, Руководство по технической эксплуатации, Книга II. «Планер»;
10. Вертолеты стран мира / под. ред. В. Г.Лебедева. – АО «Бумеранг», 1994. – 227с.;
11. Авиационные привила Часть 29 Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории;
12. Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов [Текст] /Б. Н. Юрьев. – М.: Оборонгиз, 1956. – 560 с.
13. Козловский, В. Б. Вертолет с грузом на внешней подвеске / В. Б. Козловский, С. А. Паршенцев, В. В. Ефимов; под ред. В. Б. Козловского. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2008. - 304 с.: ил.
14. Атлас характеристик грузов, перевозимых вертолетами на внешней подвеске [Текст]: отчет о НИР «Разработать атлас грузов, транспортируемых на внешней подвеске вертолетов» (заключительный) / ГосНИИГА, Рижский экспериментальный центр; рук. Логинов В. К. - Рига, 1989. - 91 с. – № 04-044-681, Книга 1.
15. Володко, А. М. Вертолет в усложненных условиях эксплуатации [Текст]: учебно-методическое пособие / А. М. Володко. - М.: КДУ, 2007. - 232 с.: табл.
16. Подобед, В. А. Теоретические исследования основных показателей работы порталного крана «Альбрехт» при динамическом воздействии ветра [Текст] / В. А. Подобед // Вестник Мурманского государственного технического университета. – 2006. – № 3, том 9 - С. 522 - 530.
17. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. -584 с.
18. Состояние безопасности полетов в ГА государств-участников соглашения о

- ГА и об использовании воздушного пространства за 20-летний период [Электронный ресурс]: доклад МАК. – Режим доступа: http://www.mak.ru/russian/info/doclad_bp/2011/bp11-3.pdf
19. Руководство по предотвращению авиационных происшествий. Дос 9422-AN/923: утв. Генеральным секретарем и публикуется с его санкции // Международная организация гражданской авиации (ИКАО). – Издание первое, 1984. – 150 с.
 20. Володко, А. М. Вертолет в особой ситуации [Текст] / А. М. Володко. - М.: Транспорт, 1992. - 262 с.
 21. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст]: утв. Постановлением 23-ей сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 5 сентября 2003 года. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2004. – 237 с.
 22. Анцелиович, Л. Л. Надежность, безопасность и живучесть самолета [Текст] / Л. Л. Анцелиович. – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.: ил.
 23. Состояние безопасности полетов в ГА государств-участников соглашения о ГА и об использовании воздушного пространства в 2009 году [Электронный ресурс]: доклад МАК // Комиссия по расследованию авиационных происшествий МАК, - Февраль 2010 г. - Режим доступа: http://www.mak.ru/russian/info/doclad_bp/2009/files/bp09.pdf
 24. Состояние безопасности полетов в ГА государств-участников соглашения о ГА и об использовании воздушного пространства в 2010 году [Электронный ресурс]: доклад МАК // Комиссия по расследованию авиационных происшествий МАК, Февраль 2011 г. - Режим доступа: http://www.mak.ru/russian/info/doclad_bp/2010/bp10.pdf
 25. Состояние безопасности полетов в ГА государств-участников соглашения о ГА и об использовании воздушного пространства в 2011 году [Электронный ресурс]: доклад МАК // Комиссия по расследованию авиационных происшествий МАК. - Февраль 2012 г. - Режим доступа: http://www.mak.ru/russian/info/doclad_bp/2011/bp11-2.pdf
 26. Арепьев, А. Н. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций [Текст] / А. Н. Арепьев, М. С. Громов, В. С. Шапкин. – М.: Воздушный транспорт, 2002. – 424 с.
 27. Телеграмма Руководителя Росавиации от 21.12.2011 г. № 210700 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.privmtu.ru/safety_flights/info/bp25.pdf
 28. Межгосударственный авиационный комитет. Комиссия по расследованию авиационных происшествий. Окончательный отчет по результатам расследования авиационного происшествия с вертолетом Ми-8Т RA-24273 [Электронный ресурс]. – 40 с. – Режим доступа: http://www.mak.ru/russian/investigations/2009/report_ra-24273.pdf
 29. Орловський П.М., Денищук В.М. Аналіз проблем забезпечення безпеки льотної експлуатації вертольотів при транспортуванні вантажів на зовнішній підвісі [Текст] / П.М.Орловський, В.М. Денищук // Открытые

- информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 75. – X., 2017. – С. 45–56.
30. Паршенцев, С. А. Надежность функционирования системы «экипаж - вертолет - груз на внешней подвеске» в условиях развития неблагоприятного фактора [Текст] / С. А. Паршенцев // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – М: Машиностроение / Машиностроение – Полет, 2005. – № 4 - С. 34 – 41
 31. Информация о состоянии безопасности полетов и проблемах обеспечения безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации [Электронный ресурс]: утв. Зам. Рук. Федеральной службы по надзору в сфере транспорта Е. Н. Лобачевым 6 октября 2006 года. – Режим доступа: <http://www.bestpravo.ru/rossijskoje/hu-gosudarstvo/14n.htm>
 32. Руководство по предотвращению авиационных происшествий. Дос 9422-AN/923: утв. Генеральным секретарем и публикуется с его санкции // Международная организация гражданской авиации (ИКАО). – Издание первое, 1984. – 150 с.
 33. Белоцерковский, С. М. Создание и применение математических моделей самолетов [Текст] / С. М. Белоцерковский, Б. О. Качанов [и др.]. - М.: Наука, 1984. - 140 с.
 34. Вопросы кибернетики. Проблемы создания и применения математических моделей в авиации [Текст] / под ред. С. М. Белоцерковского - М.: Кибернетика, 1983. - 168 с.
 35. Касьянов, В. А. Развитие и применение методов математического моделирования полета при решении задач совершенствования летной эксплуатации [Текст] / В. А. Касьянов, Е. П. Ударцев, Р. А. Теймуразов. - Киев: Знание, 1983. С. 1 - 20.
 36. Federal Aviation Regulations. Part 133 Rotorcraft external-load operations [Электронный ресурс] // Federal Aviation Administration. – Режим доступа: http://rgl.faa.gov/regulatory_and_guidance_library/rgfar.nsf/daa4c54debeb6dca86256f3400626ab0/6903eb806b90a5a1852566b700694990!OpenDocument
 37. Баранов А.М. Облака и безопасность полетов. Л.: Гидрометеиздат, 1983. С. 134-137.
 38. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика М.: Транспорт, 1984. 256 с.
 39. Применение информации метеорологических спутников в анализе и прогнозе особых явлений погоды для авиации. (Пос. для синоптиков АМСГ, ЗАМЦ и МГАМЦ) /К.Г. Абрамович, Г.С. Бундовский, А.А. Васильев и др. Л.: Гидрометсоиздат, 1974.60 с.
 40. Астапенко П.Д., Баранов А.М., Шварев И.М. Погода и полеты самолетов и вертолетов. Л.: Гидрометеиздат, 1980. 280 с.