

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
магістра

(освітній ступінь)

на тему «Удосконалення технічного обслуговування паливної системи
вертольота транспортної категорії»

ХАІ.103.160ОПС.24О.272.1801039 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 160 ОПС

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

(шифр спеціальності)

Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і
авіадвигунів»

Самсонов Артем Андрійович

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Малков Ігор Владиславович

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов Сергій Михайлович

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
зав. каф. Сергій ТРУБАЄВ
“ ” _____ 2024р.

ЗАВДАННЯ
НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ МАГІСТРА
Самсонова Артема Андрійовича

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема дипломного проекту Удосконалення технічного обслуговування паливної системи вертольота транспортної категорії

Керівник дипломного проекту Малков Ігор Владиславович, д.т.н., проф.

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

затверджені наказом Університету N 2036 від 23.11.2023

Термін подання студентом дипломного проекту _____

Вихідні дані до проекту: $n_{\text{пас}} = 24$ чол; $V_{\text{max}} = 250$ км/год; $V_{\text{кр}} = 225$ км/год; $H_{\text{дин}} = 6000$ м; $H_{\text{пр}} = 5000$ м; $L = 425$ км;

Зміст розрахунково-пояснювальної записки
(перелік завдань, які потрібно розробити)

Реферат

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду вертольота

- 1.1.1 Розробка концепції створення вертольота, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристик
- 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до вертольота, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні
- 1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних
- 1.1.4 Вибір основних відносних початкових параметрів вертольота
- 1.1.5 Розрахунок маси літака в двох наближеннях
- 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу
- 1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів
- 1.1.8 Розрахунок центрування і моментів інерції вертольота.
- 1.1.9 Стандартна специфікація проектного вертольота

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

1.2.1. Розробка майстер-геометрії багатоцільового вертольота

1.2.2. Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольота.

Висновки

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз системи

2.2 Технічне обслуговування системи

2.3 Заправка системи

2.4 Відмови системи та їх аналіз

2.4.1 Відмова підкачувальних насосів витратного бака

2.4.2 Заїдання клапана дренажа другого контура робочих форсунок у відкритому положенні

2.4.3 Засмічення робочих паливних форсунок

2.5 Удосконалення технічного обслуговування паливної системи

2.5.1 Використання ультразвукового ендоскопічного комплексу для контролю стану паливних магістралей

2.5.2 Використання газоаналізатора для попередження дефектів паливної системи

Висновки

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

3.1 Необхідність розрахунку

3.2 Розрахунок характеристик агрегату

3.2.1 Аналіз вибраного агрегату

3.2.2 Вихідні дані для розрахунку

3.2.3 Угруповання даних

3.2.4 Розрахунок емпіричних характеристик надійності

3.2.5 Вибір теоретичного закону розподілу.

3.2.6 Визначення параметрів закону розподілу

3.2.7 Перевірка правильності прийнятої гіпотези

3.2.8 Визначення точності оцінок параметрів розподілу

3.2.9 Розрахунок даних для побудова графіків теоретичного розподілу

3.3 Оцінка рівня надійності

Висновки

4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

4.2 Розрахунок собівартості вертольота і ціни вертольота без двигунів і з двигунами.

4.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту

4.4 Оцінка ефективності експлуатації літака

4.4.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії літака, що припадають на один тонно-кілометр

4.4.2. Рентабельність експлуатації

4.5 Розрахунок чистого прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Харків-Київ

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
- модель розподілу простору (об'ємно-масова компоновка);
- конструктивно-силова компоновка літака.

Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	д.т.н., проф. каф. 103 Малков І.В.		
2.	д.т.н., проф каф. 103 Малков І.В.		
3.	д.т.н., проф каф. 103 Малков І.В.		
4.	д.т.н., проф каф. 103 Малков І.В.		

Нормоконтроль _____ « ____ » _____ 20__ р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання « ____ » _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент _____
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту _____
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

69 с., 18 рис., 7 табл., 4 додатка, 13 джерел.

Пояснювальна записка до дипломного проекту: Удосконалення технічного обслуговування паливної системи вертольота транспортної категорії

Об'єкт дослідження – середній вертоліт транспортної к.

Мета роботи – параметричне моделювання середнього транспортного вертольота, та дослідження експлуатації паливної системи вертольота.

Методи дослідження - статистичний аналіз, аналітичний, графічний, методи розрахунку, комп'ютерне моделювання.

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

В результаті виконання дипломного проекту був спроектований середній багатоцільовий вертоліт. Проаналізовано впливу зміни проектних параметрів агрегатів вертольота при їх оптимізації на масові характеристики вертольота. Проаналізовано виходи з ладу елементів паливної системи вертольота і складені рекомендації по її експлуатації. Дано обґрунтування актуальності розробки теоретичних методів забезпечення надійності та безпеки льотної експлуатації вертольота.

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, ЕКСПЛУАТАЦІЯ, ПАЛИВНА СИСТЕМА, ЕКОНОМІЧНІСТЬ, НАДІЙНІСТЬ, БЕЗПЕКА ЛЬотної ЕКСПЛУАТАЦІЇ.

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

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	8
1.1 Автоматизоване формування вигляду вертольота	8
1.1.1 Розробка концепції створення вертольота, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристик	8
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до вертольота, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні.....	8
1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних	10
1.1.4 Вибір основних відносних початкових параметрів вертольота.....	15
1.1.5 Розрахунок маси літака в двох наближеннях.....	18
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу	19
1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.....	20
1.1.8 Розрахунок центрування і моментів інерції вертольота.	21
1.1.9 Стандартна специфікація проектованого вертольота	24
1.2. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання багатоцільового вертольота, який проектується.....	25
1.2.2. Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольота.	28
Висновки	28
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ.....	29
2.1 Аналіз системи	29
2.2 Технічне обслуговування системи	31
2.3 Заправка системи.....	32
2.4 Відмови системи та їх аналіз	34
2.4.1 Відмова підкачувальних насосів витратного бака.....	34
2.4.2 Заїдання клапана дренажа другого контура робочих форсунок у відкритому положенні;	35
2.4.3 Засмічення робочих паливних форсунок.....	35
2.5 Удосконалення технічного обслуговування паливної системи	35
2.5.1 Використання ультразвукового ендоскопічного комплексу для контролю стану паливних магістралей	36
2.5.2 Використання газоаналізатора для попередження дефектів паливної системи	36
Висновки	38
3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ	39
3.1 Необхідність розрахунку	39
3.2 Розрахунок характеристик агрегату.....	40
3.2.1 Аналіз вибраного агрегату	40
3.2.2 Вихідні дані для розрахунку	40
3.2.3 Угруповання даних	41
3.2.4 Розрахунок емпіричних характеристик надійності	41
3.2.5 Вибір теоретичного закону розподілу.	42

3.2.6	Визначення параметрів закону розподілу	44
3.2.7	Перевірка правильності прийнятої гіпотези	45
3.2.8	Визначення точності оцінок параметрів розподілу	46
3.2.9	Розрахунок даних для побудова графіків теоретичного розподілу	47
3.3	Оцінка рівня надійності.....	49
	Висновки	51
4.	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	52
4.1	Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро.....	52
4.2	Розрахунок собівартості вертольота і ціни вертольота без двигунів і з двигунами.....	52
4.3	Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту	55
4.4	Оцінка ефективності експлуатації літака	58
4.4.1	Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії літака, що припадають на один тонно-кілометр.....	58
4.4.2.	Рентабельність експлуатації	59
4.5	Розрахунок чистого прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Харків- Київ	59
	Висновки	59
	Перелік джерел	61
	Додаток А.....	62
	Додаток Б	64
	Додаток В	66
	Додаток Г	68

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду вертольота

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

Вертоліт - гвинтокрилий літальний апарат, призначений для перевезення вантажів і пасажирів, відмінною рисою якого є можливість вертикального зльоту і посадки.

В даному проекті розглядається вертоліт, призначений для перевезення 24 пасажирів на дальність до 425 км з крейсерською швидкістю 225 км/год.

Можливе використання вертольота в різних цілях, вертоліт є багатоцільовим, і відповідно має можливість виконувати поставлені перед ним завдання і цілі відповідно до встановленого на його борту обладнанням. Умови польоту всепогодний.

Проведена обробка статистики, в якій зібрані шість зразків схожих за різними характеристиками вертольотів одногвинтової схеми, які допоможуть в аналізі та обробці отриманої інформації, а так само будуть сприяти орієнтиру до еталонів для створення конструкції і вигляду проектного вертольота.

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до вертольота, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні

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 425 км з крейсерською швидкістю 225 км / год.;
- перевезення вантажу на зовнішній підвісці;
- будівельно-монтажних робіт;
- польотів для виконання робіт по боротьбі з лісовими пожежами;
- польотів на майданчики, розташовані на судах і морських бурових установках;
- знімальних польотів;
- десантування вантажів без посадки вертольота.

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

Важливою умовою проектування є задоволення вимог, що визначають призначення, розмірність, тип вертольота, його льотні дані, конструктивні, експлуатаційні, економічні характеристики і т.д. Весь цей комплекс вимог міститься в технічному завданні на проектування вертольота, що становить разом з "Нормами льотної придатності цивільних вертольотів СРСР" (НЛГВ),

"Авіаційними правилами" (АП), ГОСТами, ОСТАми і т.п. основні нормативні документи, що регламентують процес створення вертольотів.

Вимоги, що пред'являються до проєктованих вертольотам, умовно можна розділити на дві групи:

- загальні вимоги, що визначають рівень технічної досконалості вертольотів;

- спеціальні вимоги, що дозволяють найбільш повно виконати завдання, поставлені при проєктуванні вертольота.

Загальні вимоги до вертольотів найбільш повно викладені в НЛГВ і АП.

Норми льотної придатності вертольотів це звід державних вимог до льотної придатності цивільних літальних апаратів (ЛА), спрямованих на забезпечення безпеки польотів. Льотна придатність ЛА визначається його здатністю здійснювати безпечний політ у всьому діапазоні встановлених для нього очікуваних умов експлуатації з урахуванням нормального функціонування інших компонентів авіаційної транспортної системи (АТС).

Вимоги до льотної придатності вертольотів так само, як і літаків, ґрунтуються на нормуванні ймовірностей виникнення небезпечних для життя людей катастрофічних і аварійних ситуацій при відказах різних агрегатів і бортових систем.

У Нормам льотної придатності цивільних вертольотів прийнято, що ймовірності аварійних (а.с) і катастрофічних (к.с) ситуацій не повинні відповідно перевищувати:

- для одиничного відмови системи:

$$P_{\text{а.с.}} \leq 10^{-6}, P_{\text{к.с.}} \leq 10^{-8};$$

- для можливої сукупності відмов систем:

$$P_{\text{а.с.}} \leq 10^{-5}, P_{\text{к.с.}} \leq 10^{-6}.$$

Виходячи з цих положень встановлюють вимоги до льотних і злітно-посадочних характеристик вертольота в разі відмов функціональних систем при можливих змінах льотних характеристик в процесі експлуатації.

Перше видання "Норм льотної придатності цивільних вертольотів СРСР" для вертольотів злітної маси не менше 10000 кг з'явилося в 1971 р. Його основні вимоги стосувалися наступного:

- забезпечення безпеки польоту;
- льотних характеристик, стійкості і керованості вертольота;
- міцності конструкції вертольота;
- конструкції вертольота, його систем і агрегатів;
- двигуна, трансмісії, систем і агрегатів;
- систем силової установки і протипожежного захисту вертольота;
- обладнання вертольота і двигуна і ін.

Виконання вимог НЛГВ обов'язково при проєктуванні, виробництві, випробуваннях, сертифікації, допуск до експлуатації, ремонті, експорті та імпорту цивільної авіатехніки, а також при розробці державних і галузевих стандартів, технічних вимог і завдань. Контроль за виконанням НЛГВ здійснюється авіаційними реєстрами. Відхилення від окремих вимог НЛГВ допускаються, якщо їх невиконання компенсується іншими заходами, що

забезпечують еквівалентний рівень безпеки.

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних

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: Mi-8, NH90, AW101, Z-8, SA 330, S-92.

Таблиця 1.1 – Статистичні дання вертольотів

Параметри і характеристики вертольота	Позначення	Розмірність	Назва вертольотів					
			Mi-8	NH 90	AW 101	Z-8	SA 330	S-92
Загальні дані								
Країна	-		СРСР	Європа	Велика Британія Італія	КНР	Франція	США
Рік випуску	-		1965	2006	2000	2002	1968	1998
Призначення	-		Багато-цільовий	Багато-цільовий	Транспортний	Багато-цільовий	Транспортний	Транспортний
Льотно-технічні характеристики								
Максимальна швидкість	V_{max}	м/од	250	291	309	250	257	283
Крейсерська швидкість	$V_{кр}$	м/од	225	244	278	230	248	257
Швидкопідйомність	V_y	м/с	10	8,8	10,2	6,6	7,1	13,9
Практична стеля	$H_{ст}$	м	5000	4250	4575	3100	4800	4575
Динамічна стеля	$H_{дин}$	м	6000	5000	5900	6000	6000	6375
Дальність польоту	L	км	425	900	833	820	780	945
Окружна швидкість	ωR	м/с	217	215	208	204	185	190
Вагові характеристики								
Нормальна злітна маса	m_0	кг	10577	10000	14600	10500	7000	11861
Маса порожнього вертольота	$m_{поп}$	кг	6477	6287	10500	6860	3536	6895
Маса цільового навантаження	$m_{цн}$	кг	4100	3713	4100	3640	3464	4966
Кількість екіпажу	$N_{ек}$	люди	3	1-2	1-2	2-3	1-3	2
Кількість пасажирів	$n_{пас}$	люди	24	20	30	39	20	24

Маса палива	m_T	кг	2080	2036	3406	3140	1240	2327	
Дані силової установки									
Кількість і тип двигунів			2×ТВД ТВ2-117	2×ТВД RTM322-01/9	3×ТВД RTM322	3×ТВД Changzhou Wozhou-6	2×ТВД Turbomeca Turmo IVC	2×ТВД General Electric CT7-8A	
Злітна потужність двигуна	$N_{дв}$	кВт	2×1103	2×1566	3×1545	3×1112	2×1175	2×1879	
Геометричні характеристики									
Діаметр НГ	D	м	21,3	16,3	18,6	18,9	15	17,7	
Діаметр РГ	D	м	3,9	3,2	4,1	4	3,1	3,35	
Кількість лопатей	НГ	Z	шт	5	4	5	6	4	4
	РГ	Z _{рг}	шт	3	4	4	5	5	4
Похідні величини									
Вагова віддача по повному навантаженні	$k_{пн}$	-	0,586	0,591	0,391	0,531	0,97	0,72	
Питоме навантаження	p	Н/м ²	291	469,6	527	366,7	387,6	502	
Енергоозброєність вертольота	N_{\sim}	кВт/Н	0,0187	0,0296	0,0303	0,0171	0,0261	0,0316	

Мі-8 (рисунок 1.1) - радянський багатоцільовий вертоліт, розроблений конструкторським бюро ім. М.Л. Міля на початку 1960-х років. Це найбільший двомоторний вертоліт у світі і один з наймасовіших вертольотів в історії авіації. Він широко використовується у цивільній та військовій сферах.

Перший прототип В-8 піднявся в повітря 9 липня 1961 р. Мі-8 зазнав багатьох модифікацій і був прийнятий на озброєння радянських ВПС у 1967 р. і виявився настільки успішним літаком, що деякі ВПС продовжують закуповувати Мі-8 і донині. Використовується в більш ніж 50 країнах, включаючи Польщу, Китай та Україну.

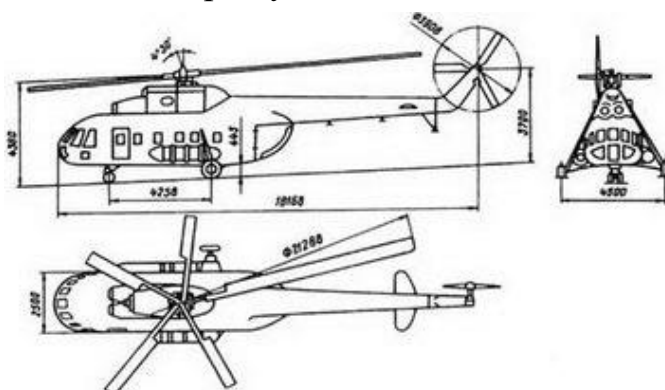


Рисунок 1.1 – Схема вертольота Мі-8

ННІ NH90 (рисунок 1.2) – багатоцільовий вертоліт, розроблений французько-німецьким консорціумом Eurocopter у двох основних версіях - ТТН (для тактичних перевезень) і NFH (для надводних і підводних бойових дій), які зараз перебувають на озброєнні.

Вертоліт вперше піднявся в повітря в 1995 р. NH90 є частиною компанії NHIndustries[en] (до якої входять німецько-французька Eurocopter (62,5%), італійсько-британська Agusta/Westland (32%) і голландська Stork Fokker (5,5%). Група Nato Helicopter Industries, ННІ).

30 листопада 2011 року компанія "Єврокоптер" оголосила про отримання сертифікату відповідності на тактичний транспортний вертоліт NH-90 ТТН в його остаточній бойовій конфігурації.

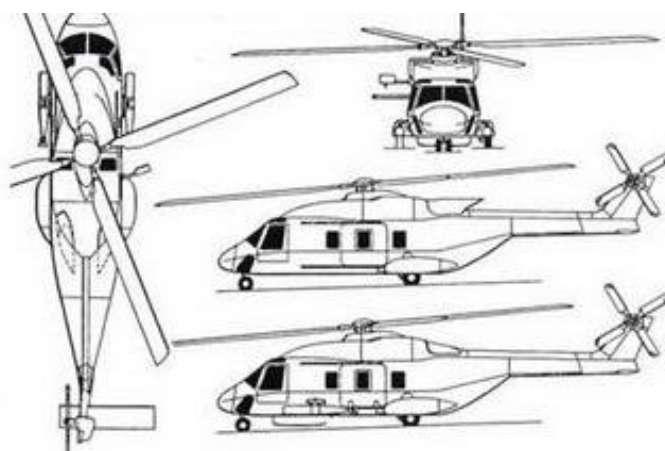


Рисунок 1.2 – схема вертольота NH90

Agusta Westland AW101 (рисунок 1.3) – середній гелікоптер військового та цивільного призначення. Спочатку вертоліт розроблявся спільно компаніями Westland Helicopters (Великобританія) та Agusta (Італія) або їх спільним підприємством EH Industries Limited (EHІ) і отримав індекс EH101. Пізніше, коли компанії-розробники об'єдналися в Agusta Westland, вертоліт отримав нове позначення AW101. Збройні сили Великої Британії, Данії та Португалії також використовують назву Merlin для AgustaWestland AW101. У США ліцензійна версія AW101 має позначення VH-71 Kestrel, а в Канаді - CH-149 Cormorant.

Вперше вертоліт піднявся в небо 9 жовтня 1987 року, а в 1997 році був підписаний перший контракт на серійне виробництво вертольотів для британської армії. Вертоліт та його модифікації вироблялися в п'яти країнах: Великобританії, Італії, США, Канаді та Японії.

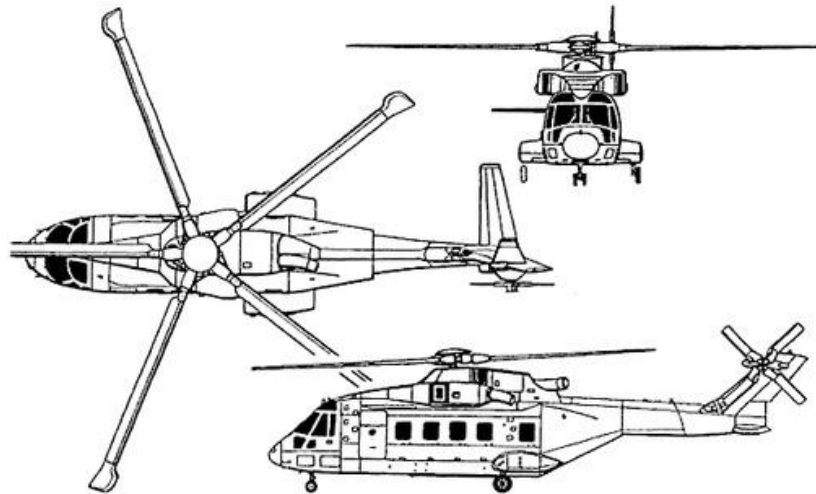


Рисунок 1.3 – Схема вертольота AW101

Changhe Z-8 (рисунок 1.4) – китайський багатоцільовий вертоліт. Це ліцензійна копія французького вертольота Sud-Aviation SA.321 Super Frelon.

Вертоліт AS.321 "Супер Фрелон" був розвитком експериментального вертольота SE.3200 "Фрелон", побудованого в 1959 році, з трьома силовими установками ГТД для підвищення безпеки в разі відмови одного ГТД і двома ГТД в оптимальному режимі для зменшення споживання палива. Дозволив здійснювати крейсерські польоти. Перший прототип військово-транспортного вертольота AS.321 здійснив перший політ у грудні 1962 року, а другий прототип у протичовновому варіанті – у 1963 році. Серійне виробництво розпочалося в 1965 році.

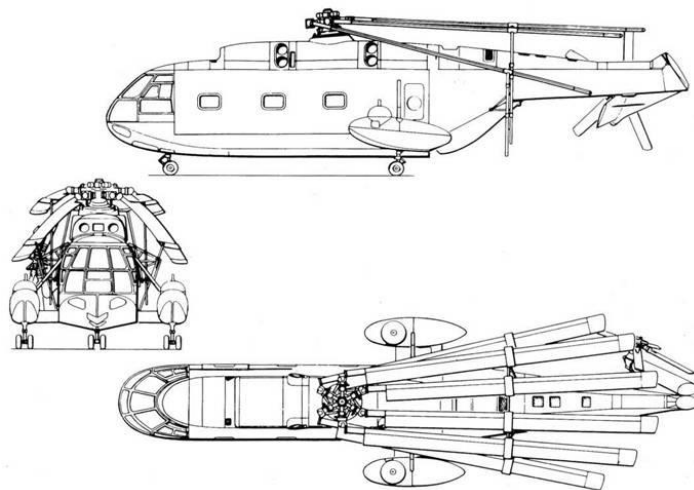


Рисунок 1.4 – Схема вертольоту Changhe Z-8

Aerospacial SA330 Puma (рисунок 1.5) – французький середній транспортний вертоліт, вперше піднявся в повітря 15 квітня 1965 року, яких було побудовано близько 700. Він широко експортувався. Незважаючи на те, що вертоліт був побудований у Франції, він також продавався за ліцензією в такі країни, як Індонезія, Великобританія і Південна Африка.

SA.330 був спроектований залученням іноземних конструкторів, включаючи інженерів компаній Sikorsky та Fiat. У 1968 році було замовлено 54

вертольоти SA.330, а виробництво розпочалося у 1969 році. Поставки серійних вертольотів до Франції розпочалися у 1969 році, а до Великої Британії - у 1970 році. Вертоліт для Великої Британії отримав позначення SA.330E і був відомий як Puma NS.MK 1. Перша партія британських вертольотів була майже ідентичною французьким, з невеликими відмінностями в обладнанні.

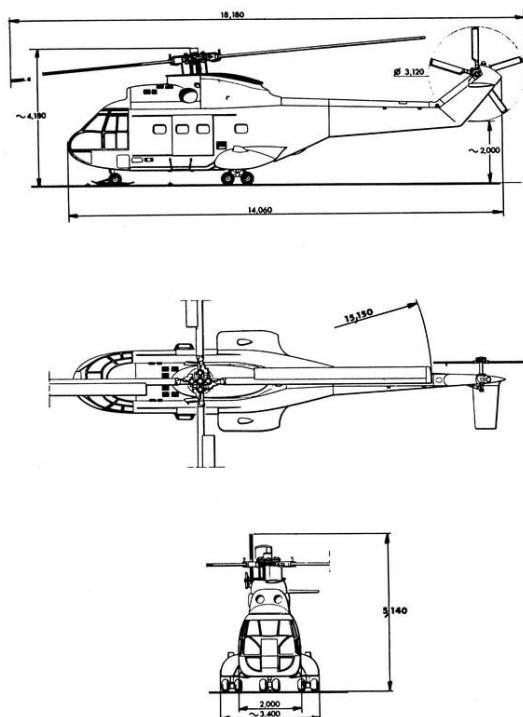


Рисунок 1.5 – Схема вертольоту Aerospacial SA330 Puma

Sikorsky S-92 (рисунок 1.6) – американський чотирилопатевий двомоторний середній транспортний вертоліт. Вироблений компанією Sikorsky Aircraft для цивільного та військового ринків.

У 1990 році компанія Sikorsky розпочала розробку нового покоління середніх багатоцільових і транспортних вертольотів S-92. Цей гелікоптер мав замінити широко використовуване сімейство гелікоптерів S-70 і скласти конкуренцію новому гелікоптеру NH-90, що розроблявся в Європі. З метою прискорення розробки, зменшення витрат і збереження безперервності розвитку було вирішено використати багато елементів конструкції і систем вертольота S-70 для вертольота S-92.

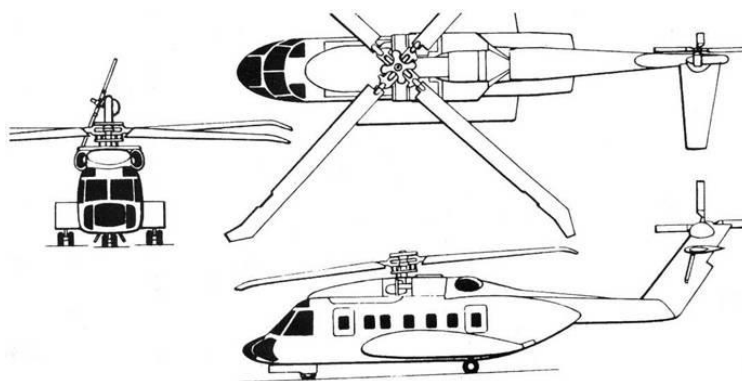


Рисунок 1.6 – Схема вертольота S-92

1.1.4 Вибір основних відносних початкових параметрів вертольота

Для проєктованого вертольота злітну масу першого наближення визначимо так:

$$m_0^I = \frac{m_{цн} + m_{ек}}{k_{пн} - \bar{m}_п},$$

де $k_{пн} = 0,586$ коефіцієнт масової віддачі вертольота (беремо по прототипу), $\bar{m}_п = 0,17$ відносна маса палива (беремо по прототипу).

$$m_0^I = \frac{4100+300}{0,586-0,17} = 10576 \text{ кг.}$$

Приймаємо окружну швидкість $\omega R = 217 \text{ м/с}$;

Приймається питома навантаження $p = 291 \text{ Н/м}^2$.

Радіус несучого гвинта визначимо в залежності від питомого навантаження:

$$R_{нг} = \sqrt{\frac{m_0^I \cdot g}{\pi \cdot p}} = \sqrt{\frac{10577 \cdot g}{\pi \cdot 291}} = 10,65 \text{ м.}$$

Відносна маса конструкції планера вертольота:

$$\bar{m}_{пл} = \bar{m}_ф + \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} + \bar{m}_{упр},$$

де, $\bar{m}_ф, \bar{m}_{кр}, \bar{m}_{оп}, \bar{m}_{ш}, \bar{m}_{упр}$ – відносні маси фюзеляжу (з капотом і хвостовою балкою), крила, оперення, шасі та системи управління вертольота відповідно.

Масу фюзеляжу вертольота можна визначити в залежності від його злітної маси m_0^I , площі зовнішньої поверхні фюзеляжу $S_ф$, лінійних розмірів фюзеляж[2, с. 829]:

$$\bar{m}_ф = \frac{k_ф \cdot S_ф^{0,88}}{(m_0^I)^{0,75}},$$

де, $k_ф = 0,5$ – ваговий коефіцієнт; $S_ф = 50,2$ – площа зовнішньої поверхні;

$$\bar{m}_ф = \frac{0,5 \cdot 50,2^{0,88}}{10576^{0,75}} = 0,015.$$

Маса оперення:

$$\bar{m}_{оп} = \bar{m}_{го} + \bar{m}_{во},$$

де, $m_{го}$ – відносна маса ГО [2, с. 831]:

$$\bar{m}_{го} = \frac{k_{оп} \cdot S_{го}}{m_0^I},$$

де, $k_{оп}$ – питома маса оперення, $k_{оп} = 25$;

$$\bar{m}_{го} = \frac{25 \cdot 28}{10576} = 0,066,$$

де, $m_{во}$ – відносна маса ВО [2, с. 831]:

$$\bar{m}_{во} = \frac{k_{оп} \cdot S_{во}}{m_0^I},$$

$$\bar{m}_{во} = \frac{25 \cdot 38}{10576} = 0,09,$$

$$\bar{m}_{оп} = 0,066 + 0,09 = 0,156.$$

Відносна маса шасі

Приймаємо для не вбираючого колісного шасі $\bar{m}_{ш} = 0,08$.

У систему управління входять: ручка управління, педалі і важіль крок-газ, в кабіні пілота, автомат перекоосу, проводка управління, бустерна система управління НГ і РГ, [2, с. 831].

$$\bar{m}_{упр} = \frac{k_{ру} \cdot R}{m_0^I},$$

де, $k_{ру}$ – коефіцієнт мас ручного управління $k_{ру} = 25$;

$$\bar{m}_{упр} = \frac{25 \cdot 10,65}{10576} = 0,0251.$$

Відносна маса конструкції планера вертольота:

$$\bar{m}_{пл} = 0,015 + 0,156 + 0,08 + 0,0251 = 0,276.$$

При розрахунку маси палива m_T для польоту на задану дальність L передбачається, що типовий політ буде учиняться на висоті $H = 500$ м з крейсерською швидкістю $V_{крс}$ при $\omega R = \text{const}$ [1, с. 831]:

$$\bar{m}_T = k_T \cdot \frac{C_{екр} \cdot L_{max}}{V_{крс}} \cdot \tilde{N}_{окрс} \cdot g,$$

де, k_T – коефіцієнт, учитывающий 5%-ный навигационный запас топлива, расход топлива на переходных режимах, а также запас. $k_T = 1,2$;

Питома витрата палива:

$$C_{евл} = \frac{1,72}{2 \cdot N_{вл}^{0,271}} = \frac{1,72}{2 \cdot 100^{0,271}} = 0,25,$$

де, $\bar{C}_{еН}$, $\bar{C}_{еN}$, $\bar{C}_{еV}$, $\bar{C}_{ет}$, – коефіцієнти характеризує зміну питомої витрати палива в залежності від висоти m швидкості польоту, температури навколишнього повітря і ступеня дроселювання двигуна : [1, с. 838];

$$\bar{C}_{еН} = 0,995; \bar{C}_{еN} = 1,075; \bar{C}_{ет} = 1,0;$$

$$\bar{C}_{еV} = 1 - 3 \cdot 10^{-7} \cdot V_{крс}^2 = 1 - 3 \cdot 10^{-7} \cdot 225^2 = 0,985;$$

$$C_{екр} = C_{евл} \cdot \bar{C}_{еН} \cdot \bar{C}_{еV} \cdot \bar{C}_{ет} \cdot \bar{C}_{еN};$$

$$C_{екр} = 0,25 \cdot 0,995 \cdot 0,985 \cdot 1,0 \cdot 1,075 = 0,247.$$

Коефіцієнт дроселювання двигунів на $V_{крс}$ $\bar{N}_{окрс} = 0,7$.

Відносна злітна потужність двигунів [2, с. 841]:

$$\tilde{N}_{окрс} = \bar{N}_{окрс} \cdot \frac{N_{зл}}{m_0^I \cdot g};$$

$$\tilde{N}_{окрс} = 0,7 \cdot \frac{2206}{10576 \cdot 9,81} = 0,0149 \text{ кВт/Н};$$

$$\bar{m}_T = 1,12 \cdot \frac{0,31 \cdot 425}{225} \cdot 0,0149 \cdot 9,81 = 0,096.$$

$$\bar{m}_{Дв.с} = (Y_{дв} + k_c) \cdot \tilde{N}_{оmax} \cdot g + k_{тс} \cdot \bar{m}_T,$$

де, $Y_{дв}$ – питома маса ТВД:

$$Y_{дв} = \frac{2,7}{N_{зл}^{0,37}};$$

$$Y_{\text{дв}} = \frac{2,7}{2206^{0,37}} = 0,156,$$

де, k_{TC} – коефіцієнт що характеризує збільшення маси СУ ТС, $k_c = 0,07$.
 $\bar{m}_{\text{дв.с}} = (0,159 + 0,07) \cdot 0,0187 \cdot 9,81 + 0,04 \cdot 0,096 = 0,0459$.

$$\bar{m}_{\Sigma \text{л нв}} = \frac{a_{\text{л}} \cdot k_{\text{л}} \cdot \sigma_{\text{нв}}}{\lambda^{0,7} \cdot p},$$

де $a_{\text{л}}$, $a_{\text{вт}}$ – коефіцієнти враховує конструктивні особливості лопаті і втулки НГ;

$$a_{\text{л}} = 23,62 \cdot R^{0,7} = 23,62 \cdot 10,65^{0,7} = 123,7;$$

де, $k_{\text{л}}$ – коефіцієнт відносної маси лопаті $k_{\text{л}} = 13$; $\lambda_{\text{нг}}$ – подовження лопаті НГ:

$$\lambda_{\text{нг}} = \frac{R}{b} = \frac{10,576}{0,52} = 20,34.$$

Коефіцієнт заповнення РГ:

$$\sigma = 0,0777;$$

$$\bar{m}_{\Sigma \text{л нг}} = \frac{123,7 \cdot 13 \cdot 0,0777}{20,34^{0,7} \cdot 347,9} = 0,0436.$$

$$\bar{m}_{\text{вт нг}} = \frac{a_{\text{вт}} \cdot k_{\text{вт}} \cdot k_z \cdot (\bar{m}_{\text{л}}^{1,35} \cdot z) \cdot (\omega R)^{2,7} \cdot p^{0,35}}{10^5},$$

де, $k_z = 1,05$ – коефіцієнти, що враховують вплив на маси втулок НГ і РГ числа лопатей; $k_{\text{вт}} = 0,05 \frac{\text{кг}}{\text{кН}^{1,35}}$ – ваговий коефіцієнт втулки.

$$a_{\text{вт}} = 2,34 \cdot R^{-0,65} = 2,34 \cdot 10,65^{-0,65} = 0,5;$$

$$\bar{m}_{\text{вт нг}} = \frac{0,5 \cdot 0,05 \cdot 1,05 \cdot (0,0187^{1,35} \cdot 5) \cdot (217)^{2,7} \cdot 347,9^{0,35}}{10^5} = 0,091.$$

$$\bar{m}_{\Sigma \text{л рг}} = \frac{\sigma_{\text{рг}}}{\sigma_{\text{нг}}} \cdot \left(\frac{\lambda_{\text{нг}}}{\lambda_{\text{рг}}} \right)^{0,7} \cdot \left(\frac{R_{\text{рг}}}{R_{\text{нг}}} \right)^{2,7} \cdot \bar{m}_{\Sigma \text{л нг}}.$$

Коефіцієнт заповнення РГ:

$$\sigma_{\text{рв}} = 2 \cdot \sigma = 2 \cdot 0,0777 = 0,155.$$

Приймаємо $z_{\text{рг}} = 3$ шт.

Подовження лопаті РГ:

$$\lambda_{\text{рв}} = \frac{\lambda_{\text{нг}} \cdot z_{\text{рг}}}{2 \cdot z} = \frac{20,34 \cdot 3}{2 \cdot 5} = 6,102;$$

$$\bar{m}_{\Sigma \text{л рг}} = \frac{0,155}{0,0777} \cdot \left(\frac{20,34}{6,102} \right)^{0,7} \cdot \left(\frac{1,95}{10,65} \right)^{2,7} \cdot 0,089 = 0,0042.$$

Відносна маса втулки РГ

$$\bar{m}_{\text{вт.рв}} = \frac{k_{z_{\text{лрг}}} \cdot z_{\text{лрг}}}{k_{z_{\text{лнг}}} \cdot z_{\text{лнг}}} \cdot \left(\frac{\omega_{\text{рг}} R_{\text{рг}}}{\omega_{\text{нг}} R_{\text{нг}}} \right)^{2,7} \cdot \left(\frac{R_{\text{нг}}}{R_{\text{рг}}} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\bar{m}_{\text{л рг}}}{\bar{m}_{\text{л нг}}} \right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{\text{втнг}},$$

де, $k_{z_{\text{рг}}}$ – коефіцієнти, що враховують вплив на масу втулки:

$$k_{z_{\text{рг}}} = 1 + 0,05 \cdot (z_{\text{рг}} - 4) = 0,95.$$

Окружна швидкість лопаті РГ:

$$\omega_{\text{рг}} = 100 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$\bar{m}_{\text{втрг}} = \frac{0,95}{1,05} \cdot \frac{3}{5} \cdot \left(\frac{217}{100} \right)^{2,7} \cdot \left(\frac{10,65}{1,95} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{0,0042}{0,089} \right)^{1,35} \cdot 0,068 = 0,0146$$

Відносна маса гвинтів

$$\bar{m}_в = \bar{m}_{\Sigma_{л нг}} + \bar{m}_{вт нг} + \bar{m}_{\Sigma_{л рг}} + \bar{m}_{вт.рг} = 0,1534.$$

Відносна маса головного редуктора

$$\bar{m}_{гл р} = \frac{k_{гл р} \cdot a_{гл р} \cdot \xi^{0,8} \cdot \left(\frac{\tilde{N}}{\omega R}\right)^{0,8}}{p^{0,2}},$$

де, $k_{гл р}$ – коефіцієнт відносної маси Гл.Р, $k_{гл р} = 0,13$; $a_{гл р}$ – коефіцієнт маси Гл.Р, $a_{гл р} = 7,8 \text{ м}^{1/4}/\text{с}^2$;

$$\bar{m}_{гл р} = \frac{0,13 \cdot 7,8 \cdot 0,85^{0,8} \cdot \left(\frac{18,7}{217}\right)^{0,8}}{347,9^{0,2}} = 0,039.$$

Відносна маса хвостового редуктора

$$\bar{m}_{хр} = \frac{a_{хр} \cdot (1 - \xi)^{0,8} \cdot \left(\frac{\tilde{N}_0 \cdot R_{рг}}{\omega_{нг} R_{нг}}\right)^{0,8}}{p^{0,2}},$$

де $k_{хр}$ – коефіцієнт відносної маси ХР, $k_{хр} = 0,32$; $a_{хр}$ – коефіцієнт маси ХР, $a_{хр} = 10,18 \text{ м}^{1/3}/\text{с}^2$;

$$\bar{m}_{хр} = \frac{10,18 \cdot (1 - 0,85)^{0,8} \cdot \left(\frac{18,7 \cdot 1,95}{217 \cdot 10,65}\right)^{0,8}}{347,9^{0,2}} = 0,02504.$$

Відносна маса трансмісійних валів

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

де, $a_{тв}$ – коефіцієнт маси ТВ, $a_{тв} = 6,7 \text{ м}^{1/3}/\text{с}^2$;

$$\bar{m}_{тв} = \frac{6,7 \cdot (1 - 0,85)^{2/3} \cdot \left(\frac{18,7}{314}\right)^{2/3}}{347,9^{0,2}} = 0,0895.$$

Відносна маса трансмісії:

$$\bar{m}_{тр} = \bar{m}_{гл р} + \bar{m}_{хр} + \bar{m}_{тв} = 0,039 + 0,02504 + 0,0895 = 0,154.$$

Відносна маса СУ:

$$\bar{m}_{су} = \bar{m}_{дв.с} + \bar{m}_в + \bar{m}_{тр} = 0,0459 + 0,1534 + 0,154 = 0,353.$$

Маса повної (цільової) навантаження без палива

$$\bar{m}_{пн} = 1 - \bar{m}_{пл} - \bar{m}_{су} - \bar{m}_т = 1 - 0,276 - 0,353 - 0,096 = 0,275.$$

1.1.5 Розрахунок маси літака в двох наближеннях

Маса вертольота у нульовому наближенні:

Орієнтуючись на задану масу цільового навантаження ($m_{цн} = 4100 \text{ кг}$) і екіпажу ($m_{ек} = 300 \text{ кг}$), визначимо злітну масу вертольота в нульовому наближенні:

$$m_0^0 = \frac{m_{цн} + m_{ек}}{1 - \bar{m}_{пус} - \bar{m}_т}$$

$$m_0^0 = \frac{4100 + 300}{1 - 0,684 - 0,096} = 8396 \text{ кг.}$$

Маса вертольота у першому наближенні:

Злітна маса вертольота:

$$m_0^1 = \frac{m_{цн} + m_{ек} + m_{об}}{\bar{m}},$$

де, m_0^1 – маса у першому наближенні, кг; $m_{об}$ – маса обладнання, кг:

$$m_{об} = k_{об} \cdot m_0^0,$$

де, $k_{об} = 0,015$ в залежності від призначення, класу і досконалості використовуваного обладнання.

$$m_{об} = 0,015 \cdot 8396 = 125,9 \text{ кг.}$$

$$m_0^1 = \frac{4100 + 300 + 125,9}{0,32} = 12572,2 \text{ кг.}$$

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

Вибір двигуна при прямому проектуванні здійснюється за максимальною величиною потрібної енергоозброєності вертольота:

Визначимо потрібну потужність одного двигуна так:

$$N_{дв} = \frac{\tilde{N}_{0max} \cdot m_0^1 g}{n_{дв}};$$

$$N_{дв} = \frac{18,7 \cdot 12572,2 \cdot 9,81}{2} = 1151 \text{ кВт.}$$

Виходячи з потрібної потужності двигуна, по каталогу вибираємо двигун ТВ3-117В (рисунок 1.7).

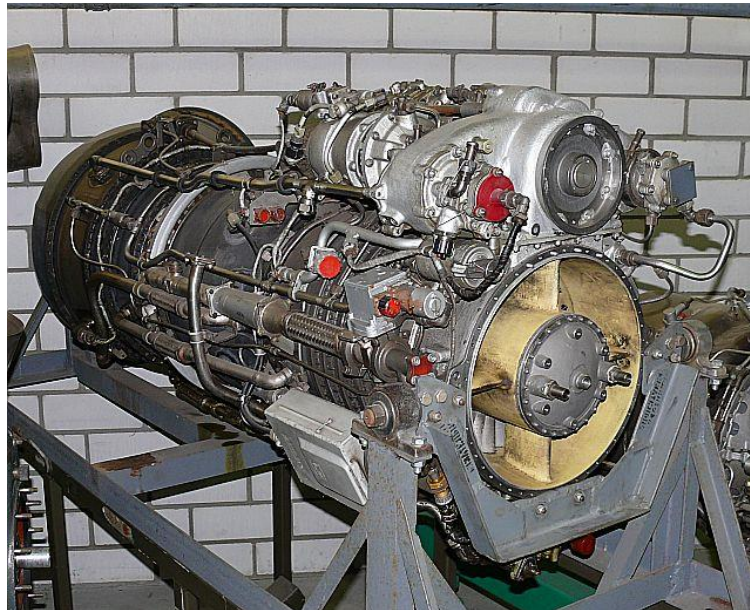


Рисунок 1.7 Двигун ТВ3-117В

Таблиця 1.2 Характеристики двигуна ТВ3-117В

$N_{чрезв.},$ кВт	$N_{взл.},$ кВт	$N_{кр.},$ кВт	$C_{евзл.},$ кг/л.с.ч	$L_{дв},$ мм	$h_{дв},$ мм	$b_{дв},$ мм	$M_{дв},$ кг
1618	1471	1103	0.22	2055	728	660	275

ТВ3-117В виконано по двороторній схемі, що включає ротор газогенератора і ротор вільної турбіни. Вільна турбіна передає потужність на редуктор, який встановлений спереду двигуна через вал, що проходить всередині вала ротора газогенератора.

Двигун складається з трьох модулів:

- редуктора з коробкою приводів агрегатів, вмонтованих в єдиний корпус;
- газогенератора, що об'єднує вхідний пристрій, компресор, камеру згорання і турбіну компресора;
- вільної турбіни з її валом.

Кожен з роторів встановлений на двох підшипникових опорах, вмонтованих в статор двигуна.

Компресор – 12-ступінчастий, з регульованим впускним напрямним пристроєм і РНА на перших чотирьох ступенях, з байпасом повітря на шостому ступені.

Камера згорання кільцевого типу.

Турбіна компресора, двоступінчаста з лопатками виготовленими з жароміцного сплаву. Вільна турбіна осьова, двоступінчаста, неохолоджувана.

Система управління двигуна електронна, двоканальна з додатковим гідромеханічним резервним каналом. Контроль за роботою двигуна і діагностування виконуються за допомогою бортових і наземних засобів контролю за параметрами датчиків і сигналізаторів, встановлених на двигун.

1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Фюзеляж - це основа гелікоптера. Він використовується для розміщення агрегатів, обладнання, екіпажу та корисного вантажу.

Фюзеляж являє собою суцільнометалевий напівмонокок, що складається з носової частини, центроплана і хвостової балки.

Носова частина кріпиться до центроплана заклепками, а хвостова - болтами.

Кабіна пілота повинна бути достатньо великою, щоб комфортно розмістити пілота і необхідне обладнання.

Розміри кабіни:

- довжина 18424 мм;
- висота 4860 мм;
- ширина 2500 мм.

Стабілізатори покращують поздовжню стійкість вертольота, полегшують перехід в режим планування в режимі самообертання несучого гвинта і дозволяють уникнути впливу крутих моментів зниження при плануванні. При переході на глісаду необхідно швидко змінювати кут атаки несучого гвинта.

Зміна кута стабілізатора здійснюється одночасно зі зміною кута встановлення загального кроку НГ, так як стабілізатор системою керування з'єднаний з повзуном автомату перекоосу. Керування виконується ручкою «шаг-газ». Стабілізатор складається з лівої та правої консолей, з'єднаних між собою трубою, яка проходить поперек хвостової балки. Кожна половина має трапецієвидну форму в плані. Профіль стабілізатора – симетричний. Каркас кожної половини стабілізатора являє собою клепану конструкцію, яка складається з лонжерона, нервюр та хвостового стрингера.

Несучий гвинт призначений для створення підйомної сили і тяги гелікоптера, а також для керування вертикальною і горизонтальною осями. Під

час польоту несучий гвинт виконує складні рухи і є одним з найважливіших компонентів вертольота.

Під час зависання, вертикального підйому і зниження несучий гвинт працює у відносно простих умовах обдування по осі, коли потік повітря паралельний осі.

Найбільш складними умовами для несучого гвинта є умови косого вітру, коли вертоліт летить з прямолінійною швидкістю і особливо в криволінійному польоті.

Несучий гвинт не тільки створює тягу для просування вертольота вперед, але одночасно служить для подолання сили тяжіння і створення підйомної сили в польоті, подібно до крил літака. Ось чому вертолітні гвинти називаються несучими гвинтами.

Несучий гвинт складається з втулки та п'яти лопатей. Ступиця гвинта має горизонтальні, вертикальні та осьові шарніри, а також оснащена гідравлічними демпферами. Горизонтальні шарніри дозволяють лопатям літати вгору і вниз, вертикальні шарніри дозволяють лопатям коливатися в площині обертання пропелера, а осьові шарніри використовуються для зміни кута нахилу лопатей.

Під час руху гелікоптера вперед під дією аеродинамічних та інерційних сил, що коливаються, лопаті коливаються на всіх трьох шарнірах.

Таке шарнірне кріплення лопатей до втулки несучого гвинта пояснюється тим, що несучий гвинт під час руху вертольота вперед працює в умовах косого потоку. Косий потік призводить до асиметричного розподілу швидкості повітря навколо лопатей ротора. Лопаті, що рухаються проти потоку, мають більшу швидкість, ніж лопаті, що рухаються за потоком. В результаті, лопаті проти потоку створюють більшу підйомну силу і відчувають більший опір, ніж лопаті за потоком. Якби лопаті були жорстко прикріплені до маточини несучого гвинта, вертоліт зазнав би перекидаючого моменту через різницю в підйомній силі між лопатями, що рухаються проти потоку, і лопатями, що рухаються за потоком.

Горизонтальні шарніри встановлені для усунення цього перекидного моменту, що виникає при косому обдуванні, і для розвантаження лопаті від змінних втомних навантажень, що діють у вертикальній площині.

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

Креслення загального вигляду проєктованого вертольоту представлений в додатку А.

Трансмсія складається з головного редуктора, проміжного редуктора, хвостового редуктора, хвостового вала трансмісії, вала привода вентилятора та гальма несучого гвинта.

1.1.8 Розрахунок центрування і моментів інерції вертольота.

Фюзеляж є основним силовим елементом конструкції і являє собою суцільнометалевий напівмонокок змінного перерізу з гладкою обшивкою. Фюзеляж складається з трьох частин:

- носова частина;

- центральна частина;
- хвостова балка;
- кінцева балка з обтічником;

Силовий набір фюзеляжу складається з лонжеронів, стрингерів, поздовжніх балок, підсилювальних профілів, гладкої обшивки та підлоги. Бічні панелі складаються зі штампованих ребер жорсткості, профілів і дюралюмінієвої обшивки. Стелі складаються з штампованих ребер жорсткості, поздовжніх балок, поперечних балок, профілів, діафрагм і панелей. Підлога складається з набору лонжеронів, стрингерів, поздовжніх балок, підсилюючих профілів і діафрагм, з настилом і дюралюмінієвими листами, приклепаними зверху і зовні.

Всі шпангоути вертольота, за винятком стикувального, виготовлені з композитних матеріалів і складаються з верхньої частини, двох бортів і днища.

В якості конструкційних матеріалів для планера використовуються дюралюмінієві сплави Д16АТ, В95, АК6, АК8, МЛ5Т, сталь 30ХГСА і 30ХГСНА.

Передня частина фюзеляжу – це кабіна екіпажу (кокіт) від лонжерона № 1Н до лонжерона № 5Н. У лонжерон № 5Н вбудовані двері з перегородкою, що відокремлює кабіну екіпажу від вантажного відсіку. У передній частині кабіни розташована застелена рамка ліхтаря. Лобове скло для пілота виготовлене з триплексу з електрообігрівом, решта – з орієнтованого органічного скла. Лівий і правий блістери зсувні і мають механізм аварійного скидання кришки. У стелі кабіни є люк для доступу до вертольота зверху, що відкривається назовні. Ящик для розміщення акумуляторної батареї між шпангоутами 4Н і 5Н.

Внутрішня частина кабіни містить два сидіння пілота і відкидне сидіння бортмеханіка та робоче місце біля вхідних дверей; дві ручки вертикально-горизонтального управління, дві ручки загального кроку, два важелі зупинки і дві стійки (установки) у вигляді педалей управління гусеницями. Встановлюють парні органи управління вертольотом. Командир додатково має окремі важелі управління ручним гальмом НВ і двигуном. Органи управління, контролю та індикації розташовані на двох приладових панелях пілота, центральній консолі (між сидіннями) і верхній електропанелі, а також на правій і лівій панелях заправки, лівій, центральній і правій панелях, лівій і правій електропанелях і лівій і правій бокових панелях.

Центральна частина фюзеляжу - це вантажний відсік з рамою і лонжеронами № 1-23. Номери 1 і 23 – стикувальні лонжерони, 3А, 7, 10 і 13 - силові лонжерони. Вантажна кабіна закінчується подвійним вантажним люком. По обидва боки бічної панелі розташовані п'ять круглих опуклих ілюмінаторів з оргскла. З лівого боку, між лонжеронами № 1-3, розташований отвір зсувних вхідних дверей клепаної конструкції з механізмом аварійного відкривання.

Над лонжеронами №№ 1-10 розташовані відсіки двигуна і агрегатів вертольота. Надбудова починається за лонжероном 10 і плавно переходить в хвостову балку. У надбудові між лонжеронами 10-13 розміщений паливний бак.

Хвостова балка складається з рами, що складається з поздовжніх і поперечних наборів (17 лонжеронів і 26 стрингерів) і обшивки, і являє собою

обтесаний конус довжиною 5,44 м. В середині балки проходить трансмісійний вал хвостового гвинта, а також деяке електро- та радіообладнання гелікоптера.

Кінцеві балки призначені для винесення осі обертання хвостового гвинта з площини обертання несучого гвинта з метою врівноваження моменту сили відносно поздовжньої осі вертольота. Кінцеві балки складаються з кільвої балки і обтічника. Силовий набір включає дев'ять лонжеронів, один лонжерон і стрингер. Вісь балки нахилена під кутом $43^{\circ}10'$ до осі. У середині балки розташований проміжний редуктор і хвостовий редуктор.

На хвостовій балці вертольота розташований стабілізатор з фіксованим кутом установки -6° (по відношенню до вертикальної осі). Стабілізатори призначені для поліпшення поздовжньої стійкості і маневреності вертольота, а також для підвищення ефективності переходу несучого гвинта на обертання при зупинці двигуна.

Складається з двох симетричних половин. Кожна половина складається з лонжерона і силового набору, що містить сім ребер. Передня обшивка і ребра стабілізатора виготовлені з дюралю, а решта - зі склопластику АМ-100-ОР. Профіль стабілізатора – НАСА-0012. Для гасіння вібрації до передньої частини кожного стабілізатора нервюри №7 приклепаний баланsir вагою 0,2 кг.

Конструкція стабілізаторів дозволяє додатково регулювати кут установки на місцевості в межах $\pm 12^{\circ}$, для чого до носка кожної половини стабілізатора №1 приклепаний кронштейн з вухами.

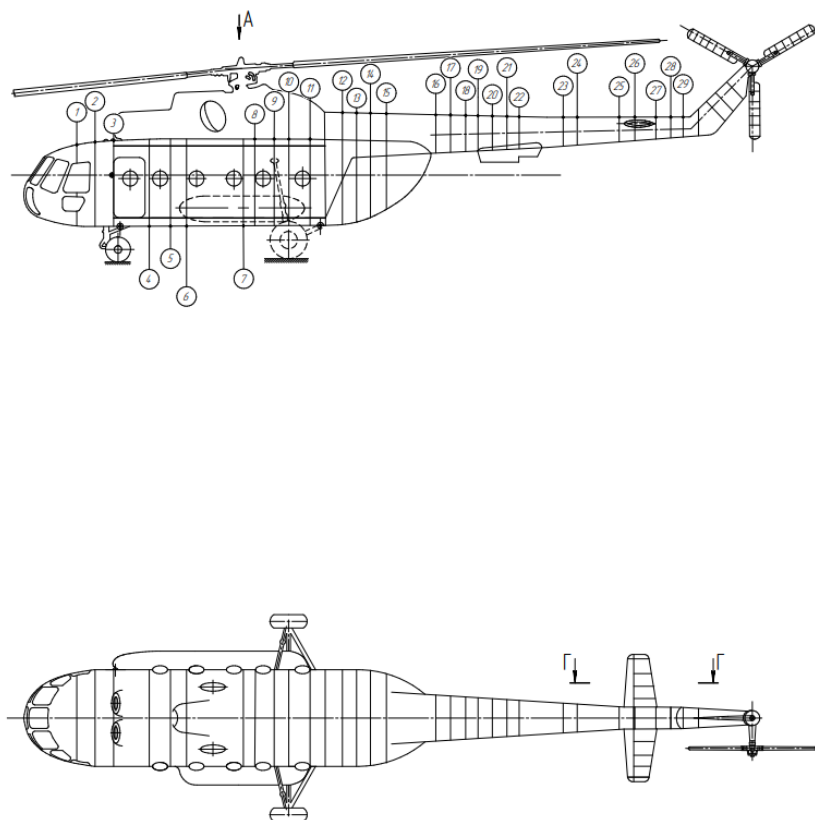


Рисунок 1.8 – КСС вертольота, що проектується

Складемо вагову зведення вертольота з розбивкою всіх агрегатів по групах. Визначимо координати мас кожної групи агрегатів. За початок

координат приймемо центр втулки НВ. Вісь ОУ збігається з віссю НВ, вісь ОХ розташована перпендикулярно до неї в площині НВ. Координати вантажів взяті з бічної проекції компоновочного креслення вертольота. Визначимо статичний момент маси основних агрегатів щодо початку координат і складемо центрувальними відомість.

Креслення КСС (рисунок 1.8) проектованого вертольота представлений в додатку Б.

Центровка досягається потрібне положення центра мас (ЦМ) вертольота на всіх режимах польоту з урахуванням факторів, що впливають на положення ЦМ (витрата палива, переміщення корисного навантаження і т.д.). Розрахунок центровки проводиться як мінімум для трьох випадків: при зліті з максимальним навантаженням, при посадці з 5%-ним запасом палива на борту і при стоянці порожнього вертольота. Розрахунок зведений у таблицю 1.3. У таблиці представлені маси агрегатів і розраховані їх статичні моменти.

$$X_0 = \frac{\sum m_i \cdot X_i}{\sum m_i}$$

$$Y_0 = \frac{\sum m_i \cdot Y_i}{\sum m_i}$$

Таблиця 1.3 - характеристики проектованого вертольота

Агрегат	m, кг	X, м	m · X, кг · м	Y, м	m · Y, кг · м
Фюзеляж	261,202	7,347	1919,052	0,850	222,021
Несучий гвинт	1340,3	6,742	9036,3	2,924	3919,037
Хвостовий гвинт	130	19,44	2527,2	3,888	570
Паливо	2080	6,222	812,896	-0,4	-832
Екіпаж	300	1,83	549	0,253	75,9
Цільова нагрузка	4100	5	20500	0,6	2460
Оборудовання	125,9	2,8	352,52	0,585	73,7

1.1.9 Стандартна специфікація проектованого 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 ТВ2-117. 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 має напівмонококову конструкцію. Кабіна екіпажу розташована в носовій частині і має центральний прохід. Доступ до кабіни здійснюється через двері по лівому борту. Для забезпечення комфортних умов

використовуються системи утеплення, звукоізоляції та кондиціонування повітря.

Задня балка має гладку поверхню для зручності завантаження та розвантаження.

Шасі колісне, не вбирається.

Несучий гвинт має п'ять лопатів. Лопаті гвинта суцільнометалеві, мають систему захисту від пошкоджень лонжерона і систему підігріву передньої кромки від бортової мережі. Всі лопаті гребного гвинта в комплекті конструктивно ідентичні і мають прямокутну форму. Лопаті складаються з лонжерона складної форми, 21 кінцевого відсіку, сталевих наконечників, противаг і кінцевих секцій. Профіль лопаті - НАСА-230 і змінюється по товщині впродовж прольоту лопаті. Геометричний поворот кожної лопаті становить 5°.

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

Трансмсія складається з головного редуктора, проміжного редуктора, хвостового редуктора, хвостового вала, вала привода вентилятора та гальма несучого гвинта.

Паливна система вертольота Мі-8 складається з декількох компонентів, включаючи підвісний паливний бак, витратний бак, додатковий бак і насоси для перекачування і подачі палива. Вертоліт може бути обладнаний двома зовнішніми паливними баками нормальної або збільшеної місткості, витратним баком і одним або двома додатковими баками у вантажному відсіку. Всі баки мають зварну конструкцію і виготовлені з матеріалу АМКА-П. Паливна система має ємність 415 літрів у витратному баку, 745 літрів у лівому верхньому баку (1140 літрів у баку підвищеної місткості), 680 літрів у правому верхньому баку (1030 літрів у баку підвищеної місткості) і 915 літрів у додатковому баку у вантажному відсіку. Паливо перекачується електричним насосом і подається до двигуна з витратного бака за допомогою електричного підкачувального насоса. Кількість палива в баках контролюється паливоміром, а система використовує паливо марок Т-1, ТС-1 і Т-2.

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

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

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

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.

сучасним технічним і експлуатаційним рівнем розвитку, який досягається на основі нових науково-технічних рішень і винаходів в області аеродинаміки, проектування, конструювання, міцності, вагової досконалості, силової установки, систем, обладнання, матеріалів, технології виробництва і його підготовки, зручності в експлуатації, надійності і безпеки;

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

Інтегроване проектування збірних авіаційних конструкцій можна розділити на наступні етапи:

1. Формування інтегрованого інформаційного середовища, комплексу технічних і програмних засобів для створення проекту повітряного судна, виробничої і експериментальної бази, колективу фахівців.

2. Розробка концепції створення нового повітряного судна або модифікації вже існуючого з застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем проектування CAD / CAM / CAE / PLM.

3. Вибір схеми і загальних параметрів повітряного судна.

4. Розробка параметричної моделі майстер-геометрії повітряного судна за допомогою системи CAD / CAM / CAE / PLM.

5. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати повітряного судна, і навантажень типового польоту, допустимих напружень в регулярній зоні для забезпечення регламентованої довговічності.

6. Інтегроване проектування з'єднань збірних авіаційних конструкцій.

7. Створення аналітичних еталонів збірних авіаційних конструкцій.

8. Розробка конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації.

1.2.1. Розробка майстер-геометрії багатопільового 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 це потужна CAD / CAM / CAE - система класу high-end, що володіє максимальним набором інструментів для ефективною 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 Тверdotільний лофт (побудова тверdotільного об'єкту методом з'єднання паралельних перетинів різних параметрів).

Майстер-геометрія представлений на рисунку (рисунок 1.9).



Рисунок 1.9 – Майстер-геометрія багатоцільового вертольота

1.2.2. Опис майстер-геометрії багатоцільового вертольота.

Вертоліт одногвинтової 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 перед редуктором. Покриття та захисна обробка зовнішніх поверхонь вертольота, його двигунів і вузлів виконується за діючими нормативами і забезпечує експлуатацію вертольота в різних кліматичних умовах.

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

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

Шасі колісне, не вбирається.

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

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

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

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

Висновки

Проектований середній багатоцільовий вертоліот призначений для 24 пасажирів на відстань до 500 км. Вертоліот має гарні льотно-технічні та злітно посадкові характеристики. Загальний вигляд і конструктивно-силова схема вертольота представлені на кресленнях в додатках 1, 2.

Отримані в ході розрахунку аеродинамічні характеристики забезпечують необхідні ТТХ проектованого вертольота і забезпечують мінімальні втрати на балансування. Горизонтальний політ на крейсерському режимі здійснюється з аеродинамічною якістю, близькою до максимальної. На зльоті та посадці забезпечені потрібні значення підйомної сили. Майстер-геометрія проектованого вертольота розроблена за допомогою системи SIMMENS NX

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз системи

Паливна система (рисунок 2.1) призначена для подачі палива в двигун, регулювання режиму роботи двигуна (шляхом зміни подачі палива в камеру згоряння) і забезпечення роботи окремих блоків управління двигуном.

Умовно паливні системи двигунів поділяються на чотири системи за призначенням і величиною тиску: системи низького тиску, системи високого тиску, пускову паливну систему і дренажна система.

Система низького тиску використовується для забезпечення запасу палива на вертольоті, його очищення та подачі під тиском до насосів-регуляторів НР-40ВР. Вона складається з розхідного бака, лівих і правих підвісних баків, підкачувальних і перекачувальних паливних насосів, пожежних кранів, блоків фільтрів, системи трубопроводів, зворотних клапанів, сигналізаторів тиску та засувок. Для збільшення тривалості та дальності польоту може бути встановлений додатковий паливний бак у фюзеляжі вертольота.

Система високого тиску включає різні агрегати, які забезпечують регулювання подачі палива в камеру згоряння. Ці агрегати включають насос-регулятор НР-40В, регулятор частоти обертання, синхронізатор потужності СО-40, виконавчий механізм обмежувача температури газів ІМ-40 та робочі паливні баки форсунок.

Пускова паливна система використовується для постачання палива під час запуску. Вона складається з блоку електромагнітних клапанів, який має клапан постійного тиску системи запуску, імпульсатора І-2 і двох пускових форсунок пускових запалювачів.

Система дренажу призначена для спуску палива з різних частин двигуна, включаючи нижню частину внутрішніх полостей, колектори робочих форсунок і ущільнення агрегатів паливної системи. Вона складається з блоку дренажних клапанів і дренажного бака вертольота. Основними агрегатами цієї системи є блок дренажних клапанів і дренажний бак.

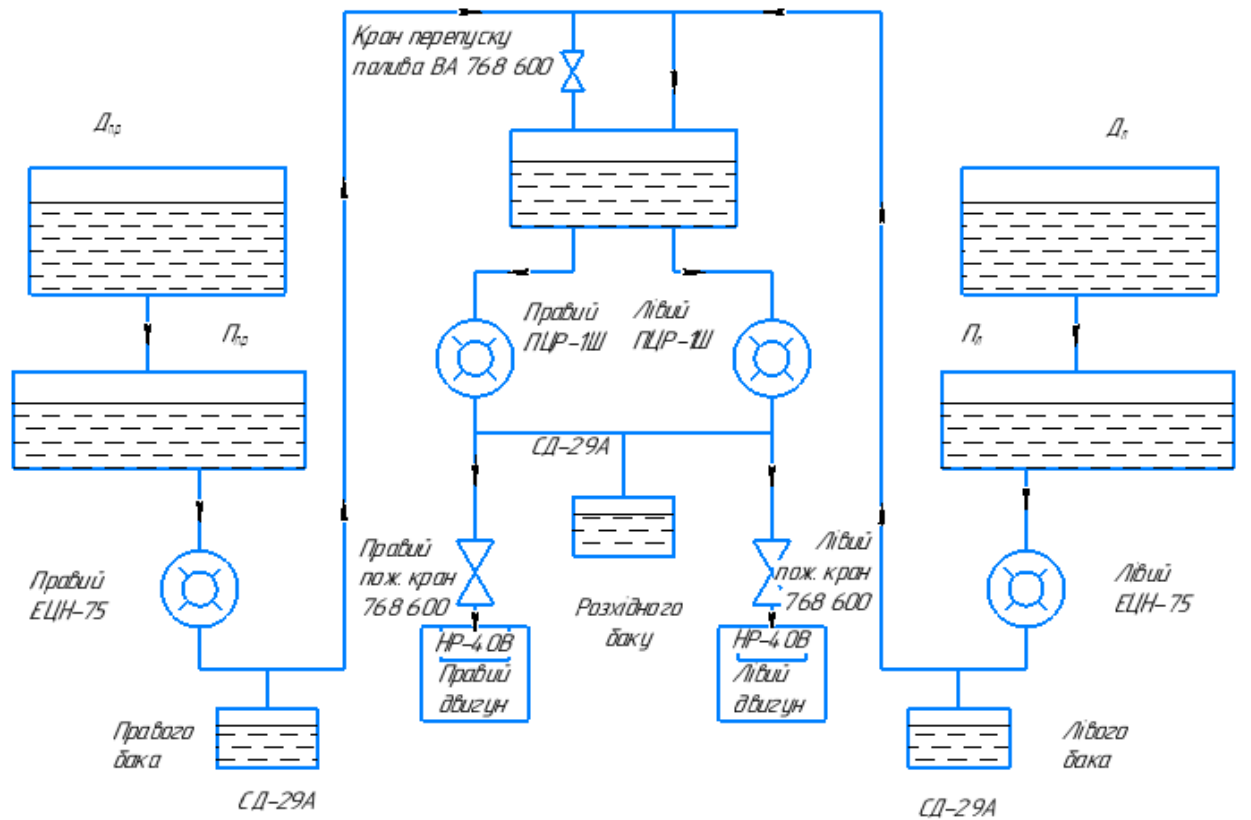


Рисунок 2.1 – Паливна система

Двигуни на вертольотах Мі-8 можуть мати різні модифікації агрегатів. Більшість двигунів ТВЗ-117В мають агрегат РО-40ВА, який є основним агрегатом системи захисту турбіни гвинта від розкручування. Паливо з розхідного баку подається до насосів-регуляторів НР-40ВА двигунів за допомогою двох насосів ЕЦН-40 (рисунок 2.1). Потім паливо надходить до пускової паливної системи під час запуску двигуна, а також до системи регулювання подачі палива і до робочих форсунок камери згоряння. Подачею палива до пускових форсунок керує блок електромагнітних клапанів. Тиск палива перед пусковими форсунками регулюється клапаном постійного тиску блоку електромагнітних клапанів. Паливо до робочих форсунок надходить від насоса-регулятора у кількості, визначеній системою регулювання. Дозована голка НР-40ВА змінює подачу палива до форсунок, що регулює частоту обертання турбокомпресора і несучого гвинта. Частина дозованого палива підводиться через синхронізатор потужності СО-40 до регулятора обертів вільної турбіни РО-40М, щоб забезпечити постійну частоту обертання гвинта.

У системі обмеження температури газу перед турбіною компресора, частина палива з насоса-регулятора подається до виконавчого механізму ІМ-40. Якщо температура газу перевищує максимально допустиму, виконавчий механізм зменшує подачу палива за сигналами системи контролю температури. Під час запуску двигуна, подача палива до робочих форсунок регулюється пневматичним автоматом запуску НР-40ВА, який отримує повітря з атмосфери та корпусу дифузора камери згоряння. Дренажні клапани закриваються під час запуску двигуна під дією тиску палива, який досягає 2,5-3 кгс/кв.см. Кількість

палива, що надходить до дренажного бака на працюючому двигуні, залежить від стану ущільнень агрегатів паливної системи, встановлених на двигуні.

2.2 Технічне обслуговування системи

Періодичне ТО складається з підготовчих робіт, робіт з огляду та технічного обслуговування, змащення та заключних робіт. Періодичне ТО формується основною формою Ф-1, яка розподіляється відповідно до нальоту літака з початку експлуатації (ЗПЕ) або після останнього ремонту (ПОР) і виконується кожні (75 ± 20) годин. Додаткові роботи ΔФ-2, ΔФ-4, ΔФ-6, ΔФ-8 і ΔФ-10 визначаються нальотом вертольота через кожні 150, 300, 450, 600 і 750 годин нальоту відповідно, незалежно від допуску, з яким проводилося попереднє планове технічне обслуговування. Технічне обслуговування двигунів, агрегатів і приладів планується відповідно до нальоту планера вертольота. У разі закінчення ресурсу двигуна або іншого компонента або його дострокової заміни вертоліт обслуговується в обсязі, передбаченому нальотом планера та додатковими роботами, безпосередньо пов'язаними із заміною двигуна.

- додаткові роботи, безпосередньо пов'язані із заміною двигуна або його компонентів;

- огляд конструктивних елементів планера та частин системи зв'язку вертольота, доступ до яких неможливий без зняття двигуна або компонента.

Подальше технічне обслуговування двигуна або інших компонентів здійснюється відповідно до форми технічного обслуговування, що відповідає напрацюванню повітряного судна.

Право давати вказівки для забезпечення безпроблемної експлуатації вертольота в різних кліматичних умовах, для інтенсивних або спеціальних операцій, а також для виконання додаткових робіт і періодичного проведення планового технічного обслуговування.

Технічне обслуговування вертольотів на зберіганні здійснюється під час тимчасових перерв у польотах і складається з наступних завдань

- підготовка вертольота до зберігання
- технічне обслуговування вертольота через (30 ± 5) днів, 3 місяці ± 10 днів і (6 ± 1) місяців.

- підготовка до польотів після зберігання.

Сезонне технічне обслуговування проводиться під час підготовки вертольота до осінньо-зимового (ОЗП) та весняно-літнього (ВЛП) періодів експлуатації.

Спеціальне технічне обслуговування проводиться після польотів у турбулентному повітрі (при перевищенні допустимих експлуатаційних перевантажень), різких розворотів, ударів блискавки, польотів в ожеледиці, жорстких посадок, високих рівнів вібрації, резонансних явищ і несприятливих погодних умов. Це також стосується заміни двигуна, головного редуктора, підшипникових втулок або гвинта.

Всі роботи, передбачені РТЗ, повинні виконуватися відповідно до технічних інструкцій, виданих МГА, їх змін і доповнень.

При необхідності виконання робіт, не зазначених у цих документах, необхідно керуватися інструкціями МГА, інструкціями з технічного обслуговування вертольота Мі-8, інструкціями з експлуатації та технічного обслуговування двигуна ТВ2-117, редуктора, інших компонентів і бюлетенями, що діють в цивільній авіації.

Всі зміни в ТО повинні вноситися своєчасно, відповідно до інструкцій Уповноваженого органу з питань цивільної авіації та повідомлень про ТО, встановлених Уповноваженим органом з питань цивільної авіації.

Періодичність ТО та їх форми наведені в Таблиці 2,1.

Таблиця 2.1 – Періодичність ТО.

Допоміжні роботи до базової форми	Періодичність виконання											
	Ф-1	Ф-2	Ф-3	Ф-4	Ф-5	Ф-6	Ф-7	Ф-8	Ф-9	Ф-10	Ф-11	Ф-12
	75	150	225	300	375	450	525	600	675	750	825	900
Ф-1	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
ΔФ-2		+		+		+		+		+		+
Ф-3												
ΔФ-4				+				+				+
Ф-5												
Ф-6												
Ф-7												
Ф-8												
Ф-9												
ΔФ-10										+		

2.3 Заправка системи

Заправка повітряних суден паливно-мастильними матеріалами є важливою технічною операцією, яка безпосередньо впливає на працездатність функціональних систем повітряного судна (паливної, масляної та гідравлічної). Відповідальність за організацію та забезпечення заправки повітряних суден паливно-мастильними матеріалами, якість паливно-мастильних матеріалів та стан заправних засобів покладається на авіаційні заправні служби авіакомпаній та бази спеціального автотранспорту.

Заправка повітряних суден паливно-мастильними матеріалами здійснюється стаціонарними централізованими системами заправки (ЦЗП) та пересувними спеціальними засобами заправки. Всі ці об'єкти повинні бути обладнані фільтрувальним і заправним обладнанням, бути справними, чистими і опломбованими.

Повітряні судна можуть заправлятися двома способами: закритим (знизу під тиском) і відкритим (зверху через заливну горловину паливного бака). При закритому (централізованому) способі заправки ПРК підключається до одного (або двох) пунктів заправки повітряних суден і паливо розподіляється по баках за допомогою автоматичного або ручного управління системою заправки

повітряних суден з увімкненим електроживленням постійного або змінного струму.

Необхідно ретельно дотримуватися правил пожежної безпеки. Якщо заправка повітряного судна здійснюється у відкритій системі, колонка безперервно вставляється в заправну горловину над баком і візуально контролюється наповнення бака. При цьому бак заповнюється паливом таким чином, щоб залишався незаповнений об'єм для можливого теплового розширення палива, а рівень масла контролюється за допомогою манометра бака або приладів в кабіні пілота. Після заправки відкритим способом пробка повинна бути ретельно закрита.

Недоліками цього методу є ризик пошкодження поверхонь крила, можливе травмування пілота, необхідність достатньої кваліфікації і можливість потрапляння пилу, піску або вологи в бак через заправний отвір.

Підготовчі роботи перед заправкою

- перевірте наявність і придатність до використання протипожежного обладнання на стоянці;

- переконатися, що на літаку не виконуються інші операції;

- прибирання зайвого обладнання на стоянці та видалення сторонніх осіб;

- виклик і розміщення паливозаправників на стоянці;

- заземлення паливозаправника та повітряного судна для запобігання іскроутворенню від накопиченої статичної електрики;

- перевірка контрольних талонів і паспортів пмм на придатність до заправки (відповідність типу пмм типу повітряного судна, даті, наявності домішок (чистоти) та відповідного підпису обслуговуючого персоналу);

- перевірка наявності пломб на системі фільтрації, системі заправки, системі управління та заправному обладнанні;

- протягом 15 хвилин після прибуття паливозаправника злити 1,2 літра відстою паливно-мастильних матеріалів з відстійника в прозорий скляний посуд і візуально оглянути на наявність механічних домішок, води і кристалів льоду (снігу);

- підключення паливозаправного обладнання до бортових заправних роз'ємів пс та їх заземлення між собою;

- включення паливозаправників і насосів повітряного судна (на панелі заправки).

Процес і результати заправки повітряного судна контролюються за допомогою наступних процедур:

- прилади та сигнальні пристрої паливної панелі;

- приладами в паливозаправній машині

- прилади в кабіні повітряного судна;

- вимірювальні лінійки.

Перевірка чистоти пального

- лабораторний аналіз працівниками служби пмм;

- після заправки паливозаправника - начальником зміни (інженером);

- виконується бортовим механіком або головним авіаційним техніком після прибуття літака-заправника на злітно-посадкову смугу;

- злив паливного осаду з усіх зливних точок групи паливних баків протягом 15 хвилин після заправки повітряного судна.

Наявність механічних домішок або вологи в паливі або мастилі перевіряється візуально шляхом струшування прозорого скляного посуду з відстоєм або за допомогою приладу контролю забруднення (ПКЗ). Крім того, наявність води перевіряється шляхом занурення лакмусового паперу або перманганату калію в чисті баки з осадом.

У разі виявлення неприпустимої кількості води або механічних домішок необхідно вжити негайних заходів для їх видалення з баків і виявлення їх джерела до повної заміни пального в баках літака.

2.4 Відмови системи та їх аналіз

Порушення нормальної роботи системи паливобеспечення, як правило, призводить до зміни подачі палива в камеру згорання, що відповідно впливає на роботу двигуна. Іншими ознаками порушення нормальної роботи системи паливобеспечення можуть бути: зміна тиску палива, визначуваного за показником манометра, протікання палива через негерметичність системи, визначуване візуально або за запахом.

Основні причини відмови ТС:

- відмова підкачувальних насосів витратного бака;
- заїдання клапана дренажа другого контура робочих форсунок у відкритому положенні;
- засмічення робочих паливних форсунок.

2.4.1 Відмова підкачувальних насосів витратного бака

Вихід з ладу підкачувального насоса витратного бака (по суті, вихід з ладу електроприводу насоса). У цьому випадку зникне індикація "Расход, бак" знизиться частота обертання турбокомпресора двигуна на 2-5% і частота обертання несучого гвинта на 1. Вимірник УІЗ-3 також може викликати падіння тиску палива перед робочою форсункою. Якщо під час польоту на висоті понад 1000 м вийде з ладу підкачувальний насос, може зупинитися один або два двигуни. Це відбувається тому, що на великих висотах подача палива до двигунів дрослюється регулятором до мінімуму, щоб забезпечити стабільне горіння в камері згорання. Крім того, простір над паливом у баку сполучається з атмосферою, і зі зниженням атмосферного тиску зменшується гідростатичний протитиск палива на вході в насос високого тиску. У цьому випадку навіть незначне падіння тиску палива на вході насоса, а отже, перед працюючими форсунками, може призвести до осічки і зупинки двигуна. Тому, якщо відмова паливного насоса підкачки супроводжується тільки зниженням оборотів турбокомпресора двигуна і повітряного гвинта, літак повинен знизитися до висоти 400-500 м над місцевістю, зменшити загальний крок повітряного гвинта до рекомендованої частоти обертання гвинта і продовжити політ до точки, де можлива нормальна посадка. Якщо відмова насоса супроводжується відмовою двигуна, літак повинен знизитися до висоти приблизно 500 м і запустити вимкнений двигун. Політ з відмовою насоса небезпечний, і літак повинен здійснити посадку на найближчому можливому посадочному майданчику. Якщо відмовили обидва двигуни, доцільно спробувати запустити двигуни,

якщо час, необхідний для запуску і виходу двигунів на робочий режим, менший, ніж час, необхідний для зниження вертольота в режимі авторотації. Наприклад, у випадку з вертольотом Мі-8 час запуску і виходу двигунів на робочий режим відповідає часу, необхідному для зниження вертольота в режимі авторотації з висоти приблизно 1000 метрів.

2.4.2 Заїдання клапана дренажа другого контура робочих форсунок у відкритому положенні;

Зливний клапан другого контуру виконавчої форсунки заблокований у відкритому положенні. Основною причиною цієї несправності є потрапляння твердих частинок смоли або продуктів механічного зносу насоса високого тиску під фаску клапана. В цьому випадку потік палива до форсунок недостатній, так що навіть при повороті ручки корекції вправо (переміщенням регулятора насоса, керованого важелем, для збільшення режиму роботи двигуна), оберти двигуна не збільшуються приблизно від 66% режиму. Ця несправність визначається наявністю великої кількості палива в зливному баку. При тривалій роботі двигуна з цією несправністю відбувається переповнення зливного бачка паливом, яке зливається з нього в атмосферу через зливну трубу. Ця несправність усувається заміною блоку зливних клапанів.

2.4.3 Засмічення робочих паливних форсунок

Засмічення паливних форсунок під час роботи. Ця несправність пов'язана з наявністю великої кількості механічних домішок у паливі та засміченням фільтра тонкого очищення. В цьому випадку паливо потрапляє в систему двигуна через фільтр грубого очищення і перепускний клапан, як описано вище. Механічні домішки в паливі можуть забити фільтруючу частину інжектора. Також вона може бути забита продуктами зносу плунжера, коли двигун вимикається гідрантом: паром насосів високого тиску, або смолистим матеріалом, що відкладається на деталях паливного регулятора при використанні неякісного палива. Небезпека засмічення форсунок полягає в тому, що подача палива в камеру згоряння стає нерівномірною, що призводить до нерівномірної температури газів перед турбіною. Це призводить до поломки турбіни, а в деяких випадках до прогорання жарової труби камери згоряння. Ця несправність виявляється підвищенням тиску палива перед форсунками і одночасним "зависанням" або падінням температури газу. Якщо тиск палива перевищує 5,89МПа, двигун необхідно зупинити і перевести в режим польоту на одному двигуні.

2.5 Удосконалення технічного обслуговування паливної системи

Контроль за станом паливної системи виконується візуальним методом та перевіркою на герметичність за допомогою стисненого повітря.

Під час оперативного ТО проводиться огляд трубопроводів паливної системи на наявність підтікань. Даний метод контролю не є дуже надійним, так як під час візуального огляду не можна побачити мікротріщини, які можуть розвинути до видимих.

Контроль герметичності під час випробувань паливних систем вертольотів здійснюється за допомогою стисненого повітря під тиском 19,61кПа протягом 30 хвилин. Герметичність паливних систем вертольотів визначається за

падінням тиску стисненого повітря. Паливна система вертольота вважається герметичною, якщо тиск повітря 19,61кПа залишається в ній постійним протягом 30 хвилин.

Даний метод не є досконалим, так як не дає змогу точно визначити місце дефекту.

Для удосконалення технічного обслуговування паливної системи потрібно використовувати новітні технології для контролю за станом паливної системи, які дозволять більш точно знаходити дефекти та попереджають розвиток пошкоджень, а саме впровадження ультразвукових комплексів та газоаналізаторів.

2.5.1 Використання ультразвукового ендоскопічного комплексу для контролю стану паливних магістралей

Ультразвуковий контроль - це пошук дефектів за допомогою ультразвукового дослідження, за допомогою спеціального пристрою, який називається ультразвуковим дефектоскопом, що випромінює і приймає ультразвукові коливання та аналізує їх амплітуду, час приходу, форму тощо.

Сучасні дефектоскопи використовують одночасно кілька методів у різних комбінаціях для формування вузького пучка акустичних хвиль і точного вимірювання часу, що пройшов між моментом випромінювання і прийомом сигналу, завдяки чому досягається висока просторова роздільна здатність і підвищується достовірність рішень щодо дефектів у досліджуваній деталі. Комп'ютеризована система з фазованою решіткою випромінювача забезпечує тривимірне зображення дефекту в металі.



Рисунок 2.2 – ендоскопічний комплекс

За допомогою ультразвукового ендоскопічного комплексу(рисунок 2.2) можна отримати зображення з середини, а також скласти 3Д візуалізацію наявних дефектів паливних магістралей.

Дане впровадження покращить якість контролю стану паливної системи та попередить про появу нових видимих дефектів.

2.5.2 Використання газоаналізатора для попередження дефектів паливної системи

Задля попередження корозії елементів паливної системи, можна використовувати газоаналізатор для пошуку шкідливих речовин у паливі.

Газоаналізатори (рисунок 2.3) - це вимірювальні прилади, які використовуються для визначення якісного або кількісного складу газової суміші.



Рисунок 2.3 - Газоаналізатор

Існує два типи газоаналізаторів: ручні та автоматичні. Найпоширеніші з них - абсорбційні газоаналізатори, в яких компоненти газової суміші послідовно поглинаються різними реагентами. Автоматичні газоаналізатори безперервно вимірюють фізичні або фізико-хімічні властивості газової суміші або її окремих компонентів.

Залежно від принципу дії автоматичні газоаналізатори можна розділити на три групи

Прилади, засновані на фізичних методах аналізу з використанням допоміжних хімічних реакцій. Ці газоаналізатори називаються об'ємними манометричними аналізаторами або хімічними аналізаторами і вимірюють зміни об'єму або тиску газової суміші в результаті хімічних реакцій окремих компонентів.

Прилади, засновані на фізичних методах аналізу із застосуванням допоміжних фізико-хімічних процесів (наприклад, термохімії, електрохімії, фотоіонізації, фотоколориметрії, хроматографії). Термохімічні рівняння ґрунтуються на вимірюванні теплових ефектів реакцій каталітичного окислення (горіння) газів і в основному використовуються для визначення концентрації горючих газів (наприклад, небезпечної концентрації чадного газу в повітрі). В електрохімії концентрацію газу в суміші можна виміряти за значенням електропровідності розчину, який поглинув газ. Фотоіонізація: базується на вимірюванні сили струму, що виникає внаслідок іонізації молекул газу або пари фотонами, випромінюваними джерелом вакуумного ультрафіолетового випромінювання (УФ-випромінювання) (УФ-лампю). Фотоколориметрія, заснована на зміні кольору певної речовини внаслідок її реакції з аналізованими компонентами газової суміші, використовується переважно для вимірювання слідових концентрацій шкідливих домішок (наприклад, сірководню, оксидів

азоту) в газовій суміші. Хроматографія найбільш широко використовується для аналізу газоподібних вуглеводневих сумішей.

Прилади, засновані на суто фізичних методах аналізу (наприклад, теплопровідності, денситометрії, магнітних, оптичних). Теплопровідні газоаналізатори засновані на вимірюванні теплопровідності газів і дозволяють аналізувати двокомпонентні суміші (або багатоконпонентні суміші зі змінною концентрацією тільки одного компонента). Денсиметричні газоаналізатори засновані на вимірюванні густини газової суміші і в першу чергу вимірюють вміст вуглекислого газу. Магнітні газоаналізатори в основному використовуються для вимірювання концентрації кисню з високою магнітною сприйнятливістю. Оптичні газоаналізатори засновані на вимірюванні оптичної щільності, спектра поглинання або випромінювання змішаного газу. Ультрафіолетові газоаналізатори вимірюють вміст галогенів, парів ртуті та органічних сполук у газовій суміші.

Наразі найпоширенішими є дві останні групи приладів - електрохімічні газоаналізатори та оптичні газоаналізатори. Такі прилади здатні здійснювати моніторинг концентрації газів у реальному часі.

Висновки

У цій роботі було проаналізована робота паливної системи вертольта. Також був проведений аналіз даних по відмовах паливної системи багатоцільового вертольта типу Мі-8. В результаті аналізу було виявлено три найчастіші відмови, це – відмова підкачувальних насосів витратного бака, заїдання клапана дренажа другого контура робочих форсунок у відкритому положенні, засмічення робочих паливних форсунок. та причини чому вони з'являються, також запропоновані методи їх вирішення.

Було запропоновано варіанти удосконалення технічного обслуговування паливної системи, а саме: впровадження ультразвукового ендоскопічного комплексу та впровадження газоаналізатора.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

3.1 Необхідність розрахунку

Безпека паливної системи досягається за рахунок забезпечення високої надійності агрегатів даної системи. Виходячи з цієї вимоги проводився даний розрахунок одного агрегату – підкачуючого насосу, який підкачує паливо з підвісного бака вертольота типу Мі-8.

Надійність є одним з найважливіших показників сучасної техніки. Від неї залежать такі показники, як якість, ефективність, безпека, ризик, готовність, живучість. Техніка може бути ефективною тільки за умови, якщо вона має високу надійність. [6]

Надійність будь-якого виробу можна поррахувати маючи певні величини такі як: значення напрацювання до відмови вибірки виробів, розмір вибірки, кількість відмов у вибірці. Далі ці значення групуються для розрахунку емпіричних значень щільності безвідмовної роботи, інтенсивності безвідмовної роботи, і ймовірності без відмовний роботи. На основі розрахунків будуються гістограми розподілу щільності, інтенсивності відмов і ймовірності безвідмовної роботи. Виходячи з зовнішнього вигляду гістограм, їх схожості з відомими законами розподілу і фізичної природи появи відмови, структури виробу, умов і режимів експлуатації, приймається гіпотеза про вид теоретичного розподілу відмов.

Експоненціальний розподіл. Причини відмов – раптові концентрації навантажень всередині або поза об'єктом. Відмова настає в зв'язку з перевищенням допустимого навантаження.

Нормальний розподіл. Цей розподіл має випадкова величина, що представляє собою суму великого числа незалежних випадкових величин, причому всі вони в загальній сумі грають відносно малу роль. Відмова настає в зв'язку з накопиченням пошкоджень в матеріалі конструкції.

Логарифмічно-нормальний розподіл. Кожній вплив зовнішнього навантаження призводить до накопичення ушкоджень в матеріалі деталі. При цьому величина додається пошкодження пропорційна вже накопиченому. Відмова настає в слідстві перевищення накопиченого пошкодження певної величини.

Розподіл Вейбулла. Відмова об'єкта настає при відмові одного будь-якого елемента. Об'єкт представляється що складається з великого числа елементів, накопичення ушкоджень в яких йде незалежно один від одного.

Розподіл Рейлі. Характерно для об'єктів, що мають інтенсивні знос, старіння, накопичення ушкоджень.

Рівномірний розподіл застосовується, якщо відсутні фізичні причини, що призводять до вищеперелічених моделям, а гістограма щільності не має явно вираженої тенденції до збільшення або зменшення [6].

Далі відбувається розрахунок за методиками якщо ж розрахунок вірний то показник Пірсона буде менше допустимої, а це значить що обрана правильна гіпотеза. Після проводиться оцінка рівня надійності з якої впливає задовольняє виріб вимогам надійності або ж немає.

3.2 Розрахунок характеристик агрегату

3.2.1 Аналіз вибраного агрегату

Електропровідні центробіжні насоси ЕЦН-75Б (рисунок 3.1) призначені для перекачування палива з підвісних паливних баків до споживчого бака.

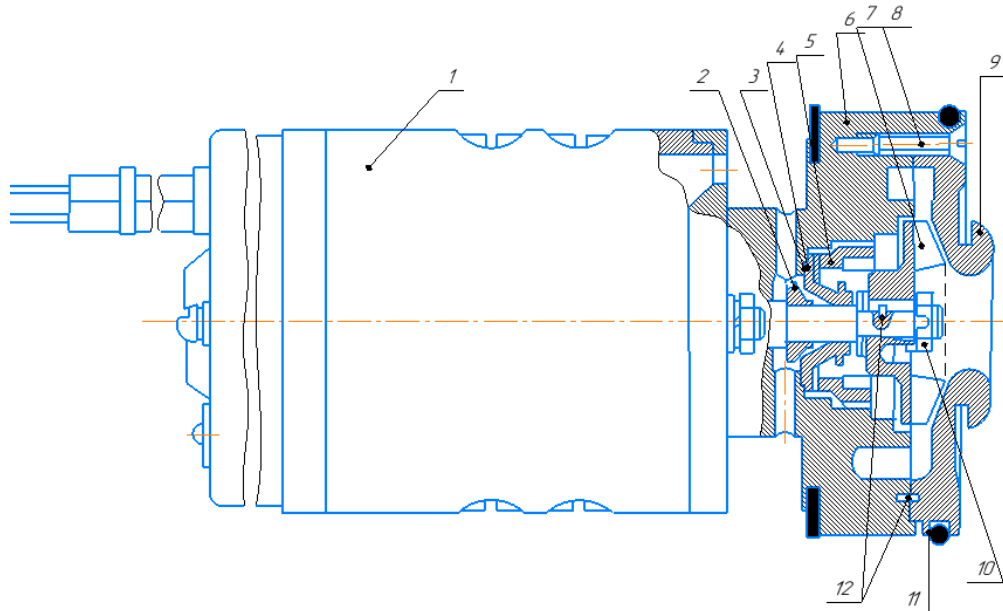


Рисунок 3.1 – Паливний насос

У кожному підвісному баку встановлено по одному перекачувальному насосу. Насос у баці встановлюють у спеціальному монтажному пристрої, що запобігає потраплянню палива до електродвигуна насосу. Він виконаний разом з електродвигуном, який живиться від бортової мережі постійного струму. Електродвигун насосу в монтажному пристрої продувається повітрям для охолодження та видалення парів палива. Продуктивність насосу при тиску палива на виході не менше $(0,06 \pm 0,04 \text{ } 0,01) \text{ МПа}$ [$(0,6 \text{ } \pm 0,4 \text{ } 0,1) \text{ кгс/см}^2$] складає 150 л/хв. - Насос ЕЦН-75Б (рис. 11) за пристроєм та принципом роботи аналогічний насосу ЕЦН-40. У розточці корпусу насосу 6 гайкою 5 затиснута гумова манжета 4 з опорним корпусом 3, який захищає її від зм'якчення. На валу електродвигуна 1 встановлені сталевий відбивач 2 та крильчатка 7, утримувана від обертання штифтом 12, а від осьового переміщення гайкою 10.

Корпус 6 та крильчатка 7 відлиті з алюмінієвого сплаву, кришка 9 з'єднується з корпусом гвинтами 8. Внутрішні розточки корпусу та кришки утворюють спіральну камеру, з якої паливо виходить через отвір у корпусі 6 до штуцера монтажної пристрою. У канавку кришки встановлено ущільнювальне кільце 11.

При роботі насоса паливо подається до крильчатки 7 під дією сили тяжіння. Обертаючися крильчатка відкидає паливо центробежними силами у спіральну камеру. Тиск палива підвищується при руху його по розширюючимся каналам між спіральними лопатками крильчатки.

3.2.2 Вихідні дані для розрахунку

Так як система знаходиться в стадії проектування, а прототипом взята діюча паливна вертольота МІ-8, вихідні дані розрахунку були взяті виходячи з

експлуатації насоса ЕНЦ-75Б в даній системі. Час спостереження було визначено як початок роботи в системі і до першого капітального ремонту. Дані статистики були частково взяті з реальної експлуатації і частково були приблизно складені виходячи з методичних вказівок до цього розрахунку.

Вихідні дані для розрахунку були взяті виходячи з експлуатації розрахованого виробу.

час спостереження $T_a = 1200$ годин

число виробів $N = 350$;

Число несправних виробів $n = 15$;

Час напрацювання до відмов окремих зразків t_i : 70, 190, 240, 270, 380, 450, 510, 570, 630, 770, 890, 920, 950, 1050, 1110, годин.

3.2.3 Угруповання даних

Інтервал напрацювання 0 ... 1200 годин розбиваємо на розряди за правилом Старджена:

$$k = 1 + 3,3 \cdot \lg n$$

$$k = 1 + 3,3 \cdot \lg 15 = 4,881$$

Число розрядів приймаємо рівним 6 с величиною $\Delta t_i = 200$ ч.

3.2.4 Розрахунок емпіричних характеристик надійності

Розрахунок щільності ймовірності напрацювання до відмови:

$$f_i^* = \frac{\Delta n_i}{N \cdot \Delta t_i}$$

де Δn_i – кількість відмовили виробів в період з t_{i-1} по t_i ;

N_{ni} – це різниця між числом об'єктів N , над якими велося спостереження, і числом об'єктів, які відмовили на початок інтервалу i .

$$f_1^* = \frac{\Delta n_1}{N \cdot \Delta t_1} = \frac{2}{350 \cdot 200} = 2,86 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$f_2^* = \frac{\Delta n_2}{N \cdot \Delta t_2} = \frac{3}{350 \cdot 200} = 4,29 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$f_3^* = \frac{\Delta n_3}{N \cdot \Delta t_3} = \frac{3}{350 \cdot 200} = 4,29 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$f_4^* = \frac{\Delta n_4}{N \cdot \Delta t_4} = \frac{2}{350 \cdot 200} = 2,86 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$f_5^* = \frac{\Delta n_5}{N \cdot \Delta t_5} = \frac{3}{350 \cdot 200} = 4,29 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$f_6^* = \frac{\Delta n_6}{N \cdot \Delta t_6} = \frac{2}{350 \cdot 200} = 2,86 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час).}$$

Розрахунок інтенсивності відмов:

$$\lambda_i^* = \frac{\Delta n_i}{N_{ni} \cdot \Delta t_i}$$

$$\lambda_1^* = \frac{\Delta n_1}{N_{и1} \cdot \Delta t_1} = \frac{2}{348 \cdot 200} = 2,87 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$\lambda_2^* = \frac{\Delta n_2}{N_{и2} \cdot \Delta t_2} = \frac{3}{345 \cdot 200} = 4,35 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$\lambda_3^* = \frac{\Delta n_3}{N_{и3} \cdot \Delta t_3} = \frac{3}{342 \cdot 200} = 4,39 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$\lambda_4^* = \frac{\Delta n_4}{N_{и4} \cdot \Delta t_4} = \frac{2}{340 \cdot 200} = 2,94 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$\lambda_5^* = \frac{\Delta n_5}{N_{и5} \cdot \Delta t_5} = \frac{3}{337 \cdot 200} = 4,5 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час);}$$

$$\lambda_6^* = \frac{\Delta n_6}{N_{и6} \cdot \Delta t_6} = \frac{2}{335 \cdot 200} = 2,99 \cdot 10^{-5} \text{ (1/час).}$$

Розрахунок ймовірності безвідмовної роботи:

$$P_i^* = \frac{f_i^*}{\lambda_i^*}$$

$$P_1^* = \frac{f_1^*}{\lambda_1^*} = \frac{2,86 \cdot 10^{-5}}{2,87 \cdot 10^{-5}} = 0,99;$$

$$P_2^* = \frac{f_2^*}{\lambda_2^*} = \frac{4,29 \cdot 10^{-5}}{4,35 \cdot 10^{-5}} = 0,98;$$

$$P_3^* = \frac{f_3^*}{\lambda_3^*} = \frac{4,29 \cdot 10^{-5}}{4,39 \cdot 10^{-5}} = 0,97;$$

$$P_4^* = \frac{f_4^*}{\lambda_4^*} = \frac{2,86 \cdot 10^{-5}}{2,94 \cdot 10^{-5}} = 0,97;$$

$$P_5^* = \frac{f_5^*}{\lambda_5^*} = \frac{4,29 \cdot 10^{-5}}{4,5 \cdot 10^{-5}} = 0,95;$$

$$P_6^* = \frac{f_6^*}{\lambda_6^*} = \frac{2,86 \cdot 10^{-5}}{2,99 \cdot 10^{-5}} = 0,95.$$

Результати розрахунків зведені в табличний вигляд таблиця 3.1.

Таблиця 3.1 Розрахунок емпіричних характеристик

№	i , час	t_i , час	Δt_i , час	Δn_i	f_i^* , 1/час	λ_i^* , 1/час	P_i^*
1	0	200	200	2	$2,86 \cdot 10^{-5}$	$2,87 \cdot 10^{-5}$	0,99
2	200	400	200	3	$4,29 \cdot 10^{-5}$	$4,35 \cdot 10^{-5}$	0,95
3	400	600	200	3	$4,29 \cdot 10^{-5}$	$4,39 \cdot 10^{-5}$	0,97
4	600	800	200	2	$2,86 \cdot 10^{-5}$	$2,94 \cdot 10^{-5}$	0,97
5	800	1000	200	3	$4,29 \cdot 10^{-5}$	$4,5 \cdot 10^{-5}$	0,95
6	1000	1200	200	2	$2,86 \cdot 10^{-5}$	$2,99 \cdot 10^{-5}$	0,95

3.2.5 Вибір теоретичного закону розподілу.

За даними таблиці 1 будуються гістограми емпіричного розподілу,

малюнок 2

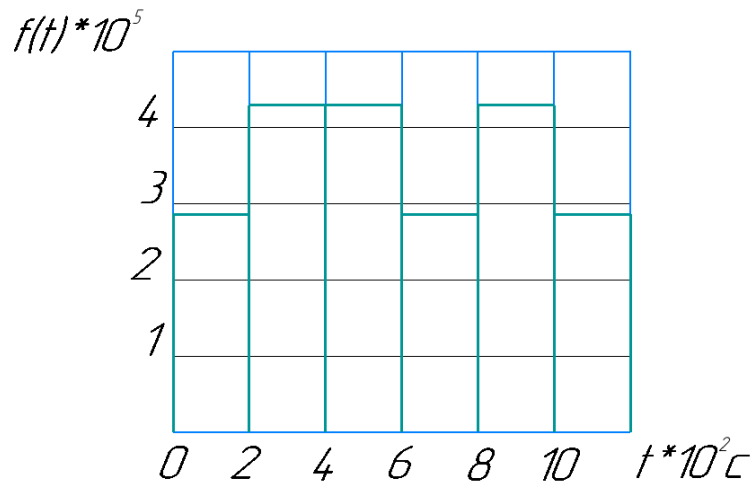


Рисунок 3.2 – Гістограма емпіричної щільності розподілу

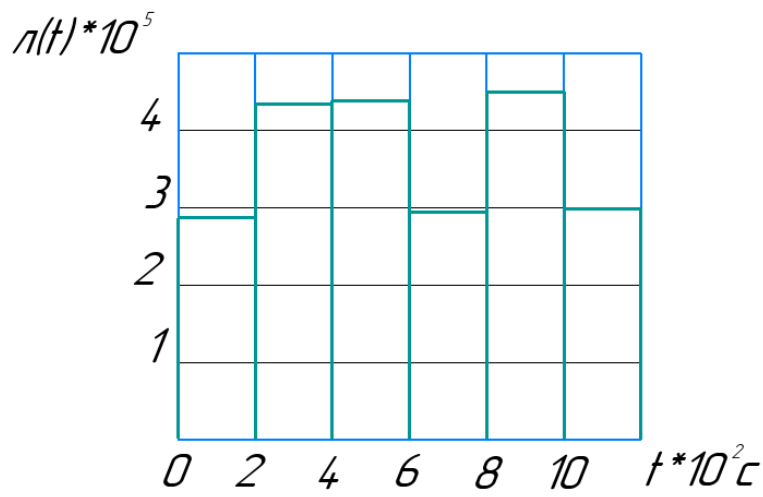


Рисунок 3.3 – Гістограма емпіричної інтенсивності відмов

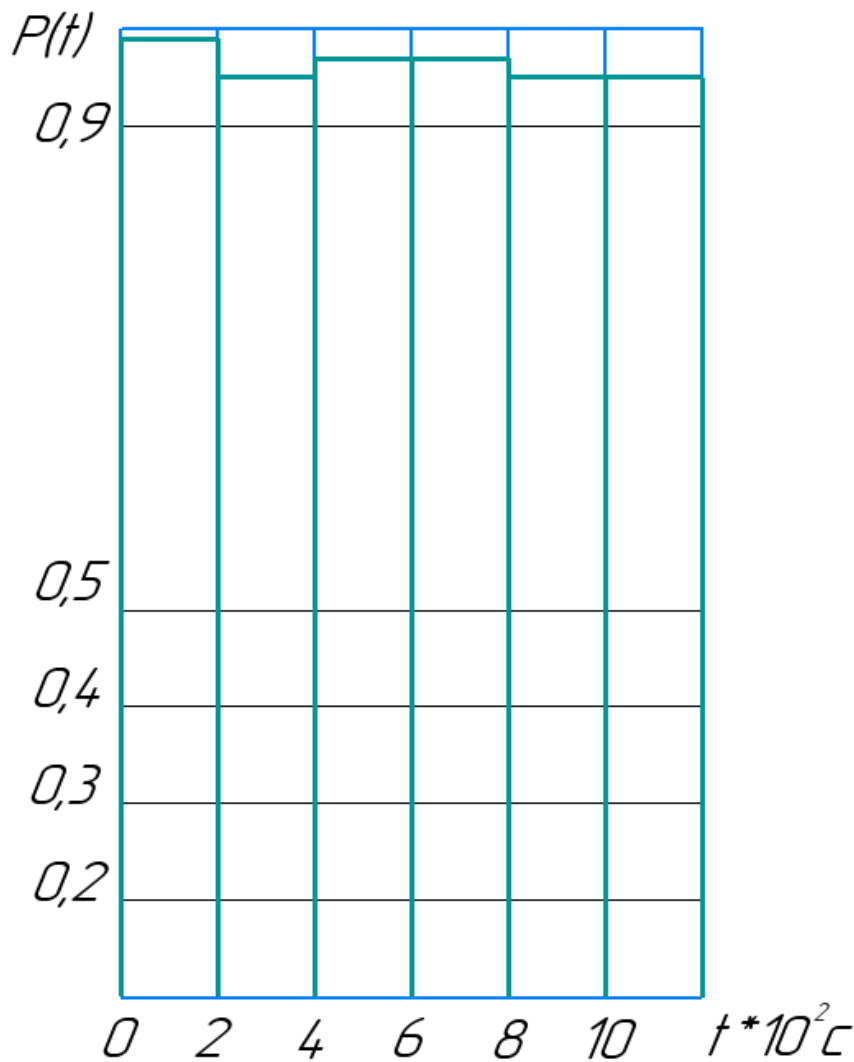


Рисунок 3.4 – Гістограма емпіричної ймовірності безвідмовної роботи

Насос є складним об'єктом, що складається з безлічі елементів, ймовірність відмов яких досить мала. Отже, можна висунути гіпотезу, що відмови насоса розподілені за експоненціальним законом. Цьому припущенню не суперечить і зовнішній вигляд гістограм.

3.2.6 Визначення параметрів закону розподілу

Експонентний закон розподілу є однопараметричним, тобто для його повного визначення необхідно знайти один параметр - інтенсивність-ність відмов λ . У цьому прикладі здійснено план спостережень [NUT], отже, параметр λ можна обчислити з використанням методу максимуму правдоподібності за виразом:

$$\lambda = \frac{n}{\sum_{i=1}^n (t)_i + (N - n) \cdot T_a}$$

де $\sum_{i=1}^n (t)_i$ – сума часу напрацювання до відмови окремих екземлярів;

$$\lambda = \frac{15}{9000 + (350 - 15) \cdot 1200} = 3,65 \cdot 10^{-5} \text{ (1/Г)}.$$

Звідси:

$$T_{cp} = \frac{1}{\lambda}$$

де T_{cp} – середній час напрацювання до відмови.

$$T_{cp} = \frac{1}{\lambda} = \frac{1}{3,65 \cdot 10^{-5}} 27397 \text{ ч.}$$

3.2.7 Перевірка правильності прийнятої гіпотези

Здійснюється за допомогою критерію Пірсона, розрахованого за виразом:

$$U_i^2 = \frac{\sum_{i=1}^k (\Delta n_i - N \cdot q_i(\Delta t_i))^2}{N \cdot q_i(\Delta t_i)} \quad [$$

Число розрядів при розрахунку критерію на одиницю більше числа розрядів розбиття варіаційного ряду k , так як додається інтервал від T_a до $+\infty$.

При експоненційному розподілі значення теоретичної вірогідності відмови в інтервалі Δt_i і визначається за виразом:

$$q_i(\Delta t_i) = e^{-t_{i-1}\lambda} - e^{-t_i\lambda}$$

$$q_1(\Delta t_1) = e^0 - e^{-200 \cdot 0,0000365} = 0,00727342;$$

$$q_2(\Delta t_2) = e^{-200 \cdot 0,0000365} - e^{-400 \cdot 0,0000365} = 0,0722052;$$

$$q_3(\Delta t_3) = e^{-400 \cdot 0,0000365} - e^{-600 \cdot 0,0000365} = 0,007168;$$

$$q_4(\Delta t_4) = e^{-600 \cdot 0,0000365} - e^{-800 \cdot 0,0000365} = 0,00711586;$$

$$q_5(\Delta t_5) = e^{-800 \cdot 0,0000365} - e^{-1000 \cdot 0,0000365} = 0,00706411;$$

$$q_6(\Delta t_6) = e^{-1000 \cdot 0,0000365} - e^{-1200 \cdot 0,0000365} = 0,00701273;$$

$$q_7(\Delta t_7) = e^{-1200 \cdot 0,0000365} - e^{-\infty \cdot 0,0000365} = 0,96.$$

Значення відмовили виробів з теоретичної ймовірності відмови в інтервалі Δt_i і визначається як:

$$N \cdot q_1(\Delta t_1) = 350 \cdot 0,00727342 = 2,545697;$$

$$N \cdot q_2(\Delta t_2) = 350 \cdot 0,0722052 = 2,527182;$$

$$N \cdot q_3(\Delta t_3) = 350 \cdot 0,007168 = 2,5088;$$

$$N \cdot q_4(\Delta t_4) = 350 \cdot 0,00711586 = 2,490551;$$

$$N \cdot q_5(\Delta t_5) = 350 \cdot 0,00706411 = 2,4724385;$$

$$N \cdot q_6(\Delta t_6) = 350 \cdot 0,00701273 = 2,4544555;$$

$$N \cdot q_7(\Delta t_7) = 350 \cdot 0,955 = 334,25$$

Різниця між відмовили виробами і які повинні відмовити в теорії становить:

$$\Delta n_1 - N \cdot q_1(\Delta t_1) = 2 - 2,546 = 0,546;$$

$$\Delta n_2 - N \cdot q_2(\Delta t_2) = 3 - 2,527 = 0,473;$$

$$\Delta n_3 - N \cdot q_3(\Delta t_3) = 3 - 2,51 = 0,49;$$

$$\Delta n_4 - N \cdot q_4(\Delta t_4) = 2 - 2,5 = -0,5;$$

$$\Delta n_5 - N \cdot q_5(\Delta t_5) = 3 - 2,472 = 0,528;$$

$$\Delta n_6 - N \cdot q_6(\Delta t_6) = 2 - 2,46 = -0,46;$$

$$\Delta n_7 - N \cdot q_7(\Delta t_7) = 335 - 334,25 = 0,75.$$

Розрахунок критерію Пірсона для 7 інтервалів часу:

$$U_1^2 = \frac{(\Delta n_1 - N \cdot q_1(\Delta t_1))^2}{N q_1(\Delta t_1)} = \frac{0,546^2}{2,549} = 0,117;$$

$$\begin{aligned}
 U_2^2 &= \frac{(\Delta n_2 - N \cdot q_2(\Delta t_2))^2}{Nq_2(\Delta t_2)} = \frac{0,473^2}{2,527} = 0,0885; \\
 U_3^2 &= \frac{(\Delta n_3 - N \cdot q_3(\Delta t_3))^2}{Nq_3(\Delta t_3)} = \frac{0,49^2}{2,51} = 0,0957; \\
 U_4^2 &= \frac{(\Delta n_4 - N \cdot q_4(\Delta t_4))^2}{Nq_4(\Delta t_4)} = \frac{(-0,5)^2}{2,5} = 0,1; \\
 U_5^2 &= \frac{(\Delta n_5 - N \cdot q_5(\Delta t_5))^2}{Nq_5(\Delta t_5)} = \frac{0,528^2}{2,472} = 0,113; \\
 U_6^2 &= \frac{(\Delta n_6 - N \cdot q_6(\Delta t_6))^2}{Nq_6(\Delta t_6)} = \frac{(-0,45)^2}{2,46} = 0,0823; \\
 U_7^2 &= \frac{(\Delta n_7 - N \cdot q_7(\Delta t_7))^2}{Nq_7(\Delta t_7)} = \frac{0,75^2}{334,25} = 0,00168. \\
 \sum_{i=1}^k U^2 &= U_1^2 + U_2^2 + U_3^2 + U_4^2 + U_5^2 + U_6^2 + U_7^2 \\
 &= 0,01368 + 0,00783 + 0,009158 + 0,01 + 0,01279 + 0,00677 \\
 &\quad + 0,000002822 = 0,0602
 \end{aligned}$$

Результати розрахунків зведені в табличний вигляд таблиця 2.

Таблиця 3.2 – Розрахунок критерію Пірсона

k	t_{i-1} , ч	t_i , ч	Δt_i , ч	Δn_i	$q_i(\Delta t_i)$	$N \cdot q_i(\Delta t_i)$	$\frac{\Delta n_i}{N \cdot q_i(\Delta t_i)}$	U_i^2
1	0	200	200	2	0,0072734	2,54569	-0,546	0,117
2	200	400	200	3	0,0072205	2,52718	0,473	0,0885
3	400	600	200	3	0,007168	2,5088	0,49	0,0957
4	600	800	200	2	0,0071586	2,49055	-0,5	0,1
5	800	1000	200	3	0,0070641	2,47243	0,528	0,113
6	1000	1200	200	2	0,0070127	2,45445	-0,46	0,0823
7	1200	$+\infty$		335	0,96	334,25	0,75	0,00168
$\sum U^2 = 0,0602$								

Число ступенів свободи r дорівнює:

$$r = k - s - 1$$

де k – кількість рядків таблиці; s – параметр закону розподілу, $s=1$;

$$r = 7 - 1 - 1 = 5$$

Поставивши собі за рівнем значущості $\alpha = 10\%$, по таблиці 3 [6] в залежності від $P = 1 - \alpha = 90\%$ і числа ступенів свободи $r = 5$ знаходимо критичне значення $\chi_{кр}^2 = 9,24$. Підрахована значення $U^2 = 0,0602$ не влучає у критичну область $(9,24; +\infty)$, отже, прийнята гіпотеза про експоненційному законі розподілу не суперечить статистичними даними.

3.2.8 Визначення точності оцінок параметрів розподілу

Верхню і нижню межі довірчого інтервалу для параметра λ обчислюємо за формулами:

$$\lambda_H = \frac{\lambda \cdot N \cdot \chi_{\frac{(1-\beta)}{2}; 2 \cdot n}^2}{n \cdot \left(2 \cdot N - n + \frac{1}{2 \cdot \chi_{\frac{1-\beta}{2}; 2 \cdot n}^2} \right)} \quad (1/\text{час});$$

$$\lambda_B = \frac{\lambda \cdot N \cdot \chi_{\frac{(1+\beta)}{2}; 2 \cdot n + 2}^2}{n \cdot \left(2 \cdot N - n + \frac{1}{2 \cdot \chi_{\frac{1+\beta}{2}; 2 \cdot n + 2}^2} \right)} \quad (1/\text{час});$$

Для довірчої ймовірності $\beta=90\%$ и $n=15$ знайдемо значення $\chi_{\frac{1-\beta}{2}; 2 \cdot n}^2$ та

$\chi_{\frac{1+\beta}{2}; 2 \cdot n + 2}^2$ т.е. значення χ^2 , відповідні довірчої ймовірності

$\frac{1-\beta}{2} = \frac{1-0,9}{2} = 0,05$ и $\frac{1+\beta}{2} = \frac{1+0,9}{2} = 0,95$ відповідно, і числу ступенів свободи $2 \cdot n = 2 \cdot 15 = 30$ і $2 \cdot n + 2 = 2 \cdot 15 + 2 = 32$ (з таблиці 3 [6]):

$$\chi_{0,05; 40}^2 = 18,5$$

$$\chi_{0,95; 42}^2 = 43,8$$

$$\lambda_H = \frac{3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 350 \cdot 18,5}{15 \cdot \left(2 \cdot 350 - 15 + \frac{1}{2 \cdot 18,5} \right)} = 2,3 \cdot 10^{-5} \quad (1/\text{час});$$

$$\lambda_B = \frac{3,45 \cdot 10^{-5} \cdot 350 \cdot 43,8}{15 \cdot \left(2 \cdot 350 - 15 + \frac{1}{2 \cdot 43,8} \right)} = 5,15 \cdot 10^{-5} \quad (1/\text{час});$$

Таким чином, інтервал $(2,3 \cdot 10^{-5}; 5,15 \cdot 10^{-5})$ з довірчою ймовірністю 90% покриває справжнє значення параметра λ

3.2.9 Розрахунок даних для побудова графіків теоретичного розподілу

Побудова графіків розподілу виробляємо для діапазону $0 < t < 20000$ годин

Розрахунок довірчого інтервалу щільності ймовірності напрацювання виробу до відмови:

$$f(t) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot t}$$

$$f(2000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 2000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 2000} = 3,39 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(4000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 4000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 4000} = 3,15 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(6000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 6000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 2,9 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(8000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 8000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 8000} = 2,73 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(10000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 10000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 10000} = 2,53 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(12000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 12000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 12000} = 2,36 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(14000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 14000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 14000} = 2,19 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(16000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 16000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 16000} = 2,04 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(18000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 18000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 18000} = 1,89 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

$$f(20000) = \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot 20000} = 3,65 \cdot 10^{-5} \cdot e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 20000} = 1,76 \cdot 10^{-5} (1/\text{год});$$

Розрахунок довірчого інтервалу ймовірності безвідмовної роботи за формулою:

$$P(t) = e^{-\lambda \cdot t}$$

$$P(2000) = e^{-\lambda \cdot 2000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 2000} = 0,9296$$

$$P(4000) = e^{-\lambda \cdot 4000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 4000} = 0,8642$$

$$P(6000) = e^{-\lambda \cdot 6000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 0,8033$$

$$P(8000) = e^{-\lambda \cdot 8000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 8000} = 0,7468$$

$$P(10000) = e^{-\lambda \cdot 10000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 10000} = 0,6942$$

$$P(12000) = e^{-\lambda \cdot 12000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 12000} = 0,6453$$

$$P(14000) = e^{-\lambda \cdot 14000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 14000} = 0,5998$$

$$P(16000) = e^{-\lambda \cdot 16000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 16000} = 0,5577$$

$$P(18000) = e^{-\lambda \cdot 18000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 18000} = 0,5184$$

$$P(20000) = e^{-\lambda \cdot 20000} = e^{-3,65 \cdot 10^{-5} \cdot 20000} = 0,4819$$

Розрахунок нижнього довірчого інтервалу ймовірності безвідмовної роботи за формулою:

$$P_H(t) = e^{-\lambda_H \cdot t}$$

$$P_H(2000) = e^{-\lambda_H \cdot 2000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 2000} = 0,955$$

$$P_H(4000) = e^{-\lambda_H \cdot 4000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 4000} = 0,9121$$

$$P_H(6000) = e^{-\lambda_H \cdot 6000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 0,8711$$

$$P_H(8000) = e^{-\lambda_H \cdot 8000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 8000} = 0,8319$$

$$P_H(10000) = e^{-\lambda_H \cdot 10000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 10000} = 0,7945$$

$$P_H(12000) = e^{-\lambda_H \cdot 12000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 12000} = 0,7588$$

$$P_H(14000) = e^{-\lambda_H \cdot 14000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 14000} = 0,7247$$

$$P_H(16000) = e^{-\lambda_H \cdot 16000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 16000} = 0,6921$$

$$P_H(18000) = e^{-\lambda_H \cdot 18000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 18000} = 0,661$$

$$P_H(20000) = e^{-\lambda_H \cdot 20000} = e^{-2,3 \cdot 10^{-5} \cdot 20000} = 0,6313$$

Розрахунок верхнього довірчого інтервалу ймовірності безвідмовної роботи за формулою:

$$P_B(t) = e^{-\lambda_B \cdot t}$$

$$P_B(2000) = e^{-\lambda_B \cdot 2000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 2000} = 0,9021$$

$$P_B(4000) = e^{-\lambda_B \cdot 4000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 4000} = 0,8138$$

$$P_B(6000) = e^{-\lambda_B \cdot 6000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 0,7342$$

$$P_B(8000) = e^{-\lambda_B \cdot 8000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 8000} = 0,6623$$

$$P_B(10000) = e^{-\lambda_B \cdot 10000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 10000} = 0,5975$$

$$P_B(12000) = e^{-\lambda_B \cdot 12000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 12000} = 0,539$$

$$P_B(14000) = e^{-\lambda_B \cdot 14000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 14000} = 0,4863$$

$$P_B(16000) = e^{-\lambda_B \cdot 16000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 16000} = 0,4387$$

$$P_B(18000) = e^{-\lambda_B \cdot 18000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 18000} = 0,3957$$

$$P_B(20000) = e^{-\lambda_B \cdot 20000} = e^{-5,15 \cdot 10^{-5} \cdot 20000} = 0,351$$

Результати розрахунків зведені в табличний вигляд таблиця 3.3

Таблиця 3.3 – Розрахунок теоретичних характеристик

t, ч	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	16000	18000	20000
$\lambda(t) \cdot 10^{-5}$ 1/ч	3,65	3,65	3,65	3,65	3,65	3,65	3,65	3,65	3,65	3,65
$f(t) \cdot 10^{-5}$ 1/ч	3,39	3,15	2,9	2,73	2,53	2,36	2,19	2,04	1,89	1,76
$P_H(t)$	0,955	0,921	0,871	0,831	0,794	0,758	0,724	0,691	0,661	0,6313
$P(t)$	0,9296	0,864	0,803	0,746	0,694	0,645	0,599	0,557	0,518	0,4819
$P_B(t)$	0,9021	0,813	0,734	0,662	0,597	0,539	0,488	0,443	0,399	0,351

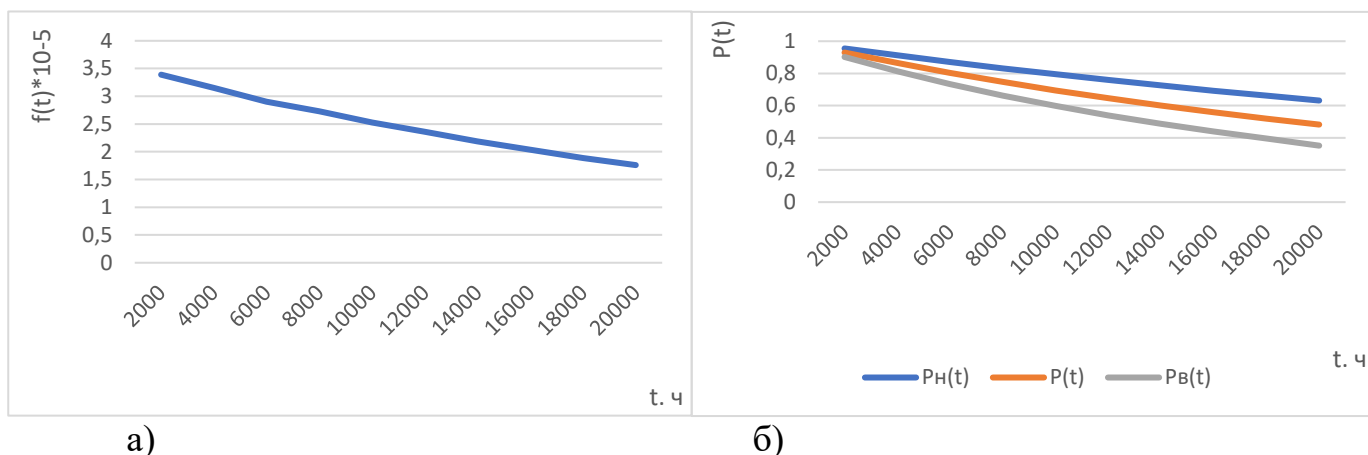


Рисунок 3.5 Графіки теоретичного розподілу: а). Залежність довірчого інтервалу щільності ймовірності напрацювання виробів до відмови в залежності від часу; б) Залежність довірчого інтервалу ймовірності безвідмовної роботи в залежності від часу

3.3 Оцінка рівня надійності

Кінцевим результатом роботи є порівняння фактичних значень показників надійності з нормативними величинами. В якості нормативних величин можна вибрати або гамма-процентну наробіток до першої відмови, або коефіцієнт K_{1000} .

Гамма-процентна напрацювання (t_γ) – це напрацювання, протягом якої виріб пропрацює до першої відмови з ймовірністю γ , вираженою у відсотках.

За Нормами льотної придатності повітряне судно допускається до експлуатації, якщо воно спроектовано і побудовано так, що в очікуваних умовах експлуатації, при дії екіпажу відповідно до вимог Керівництва з льотної експлуатації, сумарна ймовірність виникнення катастрофічної ситуації,

викликаной відмовою функціональних систем, не перевищує 10^{-7} , аварійної ситуації 10^{-6} , складної ситуації 10^{-4} на одну годину типового польоту.

Для аналізу надійності можна прийняти допустиму ймовірність відмови $Q(t=1)=10^{-4}$, а ймовірність безвідмовної роботи $P(t=1)=0,9999$ відповідно, $\gamma=99,99\%$. У цьому випадку величина $t_{99,99}$ повинна бути не менше 1 години.

Визначимо гамма-процентну напрацювання $t_{99,99}$:

За умовою:

$$P(t_{\gamma}) = e^{-\lambda_{\gamma} \cdot t_{\gamma}}$$

Підставивши чисельні значення, отримаємо:

$$0,9999 = e^{5,15 \cdot 10^{-5} \cdot t_{\gamma}}$$

Звідси:

$$t_{99,99} = \left(\frac{-\ln 0,9999}{0,0000515} \right) = 1,94 \text{ г}$$

Таким чином, гамма-відсоткова напрацювання насосів-регуляторів задовільняє вимогам надійності та безпеки польотів.

$$\Phi \left(\frac{\ln t_{\gamma} - m_{ln}}{\sigma_{ln}} \right) = 1 - 0,9999 = 0,0001.$$

Коефіцієнт K_{1000} дорівнює числу відмов, що припадають на 1000 годин напрацювання виробу. Він визначається виразом:

$$K_{1000} = 1000 / T_{cp}$$

де T_{cp} – середній час напрацювання до відмови елемента, агрегату або системи за 1000 годин роботи.

Існують нормативні значення K_{1000} для кожного типу літака для основних деталей, вузлів і агрегатів всіх функціональних систем. Контрольним рівнем коефіцієнта приймається значення рівне 0,2. Оцінка рівня надійності зводиться до порівняння фактичного і нормативного значень цього коефіцієнта.

$$K_{1000} = 1000 / 27397 = 0,0365.$$

При порівнянні з контрольним значенням розрахункової величини K_{1000} , бачимо, що воно менше допустимого. Висновок, який можна зробити за коефіцієнтом K_{1000} виріб задовольняє вимогам надійності.

Висновки

Метою даного розрахунку було визначення надійності роботи насоса в паливній системі. Результати показали що даний агрегат цілком надійний і відповідає вимогам. Також гамма-відсоткова напрацювання до відмови показала що відмови в польоті не повинно статися, так як вона дорівнює 1,94 години а тривалість польоту вертольота не перевищує 1 годину.

4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

Попереднє укрупнене визначення витрат визначається на етапі аванпроекту. Тому окремі витрати – аванпроект, ескізне та робоче проектування – доцільно об'єднати, в один етап – проектування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже розрахунок витрат ведеться окремо по етапах:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- витрати на випробування та корегування конструкторських креслень ЛА.

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначаються формулою:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{\alpha^{(M+1)}}$$

де $V_{\text{проект}}$ – витрати на проектування, тис. дол.; $m_{\text{пл}}^{0,1}$ – маса планера вертольота з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок в тонах; $\Gamma_{(M+1)}$ – гама функція; M – максимальна швидкість проектуємого вертольота в числах M ; $\alpha^{(M+1)}$ – параметр, характеризуючий вірогідне відхилення або міру розсіювання випадкової величини.

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 12,6^{0,1} \cdot \frac{0,95641}{0,0172^{(0,21+1)}} = 2052 \text{ дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою:

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{0,2};$$

де $V_{N \text{ виг}}$ – вартість виготовлення N -го дослідного зразка, тис. дол.; $V_{\text{max}}^{0,699}$ – максимальна швидкість вертольота, км/год.; $N^{0,2}$ – порядковий номер дослідного зразка.

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot 12,6^{1,237} \cdot 250^{0,699} \cdot 3^{0,2} = 2036 \text{ дол.}$$

Витрати на випробування ЛА та корегування конструкторських креслень ЛА визначаються за формулою:

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot n_{\text{зр}}^{-0,9} \cdot 10^4 \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)];$$

де $n_{\text{зр}}$ – кількість льотних зразків;

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 1^{-0,9} \cdot 1^4 \cdot [1 + 0,01(1 - 1)] = 15000 \text{ дол.}$$

Сумарні витрати ДКБ та ціна проекту ЛА визначається за формулами:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{проект}} + V_{N \text{ виг}} + V_{\text{вип}};$$

$$V_{\text{ДКБ}} = 2052 + 203600 + 15000 = 220652 \text{ дол.}$$

$$\text{Ц}_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} + \text{П}_{\text{ДКБ}} = 220652 + 44130 = 264782 \text{ дол.}$$

де: $\text{П}_{\text{ДКБ}}$ – плановий прибуток ДКБ 20%

4.2 Розрахунок собівартості вертольота і ціни вертольота без двигунів і з двигунами.

Повна середня собівартість одного вертольота з річного випуску в N штук визначається наступним чином:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вироб}} + V_{\text{збут}} \text{ дол.}$$

де $C_{\text{вироб}}$ – виробнича середня вартість одного вертольота з річного випуску в N штук; $V_{\text{збут}}$ – витрати на збут, плановані в розмірі 1% від заводської собівартості;

Тоді:

$$C_{\text{пов}} = 1,01 \cdot C_{\text{вироб}}$$

Виробнича середня собівартість одного вертольота з річного обсягу в N штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{пв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{зп}} + V_{\text{есв}} + V_{\text{зв}}$$

де $V_{\text{мат}}$ – вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів;

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N}$$

де $m_{\text{пл}}$ – маса планера вертольота, $m_{\text{пл}} = 2,76$ т.; N – річна програма випуску вертольотів, $N = 15$.

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 2,76^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 15} = 33221 \text{ дол.};$$

$V_{\text{пв}}$ – вартість покупних виробів;

$$V_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (-37,7 + 0,2 \cdot V_{\text{мах}} + 18,37 \cdot m_{\text{пс}}) \cdot N^{-0,1}$$

де $V_{\text{мах}}$ – максимальна швидкість вертольота (км/год); $m_{\text{пв}} = 7$ т – маса пустого вертольота;

$$V_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (-37,7 + 0,2 \cdot 250 + 18,37 \cdot 7) \cdot 15^{-0,1} = 41911 \text{ дол.}$$

$V_{\text{со}}$ – витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску вертольота.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення визначаються:

$$T_{\text{к}} = 0,87 \cdot 1,03^n \cdot m_{\text{пв}}$$

де n – кількість двигунів, $n = 2$;

$$T_{\text{к}} = 0,87 \cdot 1,03^2 \cdot 7 = 8,3 \text{ млн. нормогодин.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення складають:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5$$

де K_1 – коефіцієнт враховуючий об'єм випуску:

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 15 + 0,64 = 0,67.$$

K_2 – коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення,

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \cdot x = 1,2 - 0,005 \cdot 35 = 1,03,$$

де x – рівень застосування нормалізованого оснащення в %, $x = 25\%$; K_3 – коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції, $K_3 = 1$; K_4 – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення $K_4 = 1,31$; K_5 – враховує тип ЛВЗП, $K_5 = 1,071$;

$$T_{\text{осн}} = 7 \cdot 0,67 \cdot 1,03 \cdot 1,31 \cdot 1,071 = 6,77 \text{ млн. нормогодин.}$$

Величина витрат на виготовлення спецоснастки:

$$V_{\text{со}} = T_{\text{осн}} \cdot \bar{c}$$

де \bar{c} – вартість виробництва одного нормогодини спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2,5-2,7 долара,

$$V_{CO} = 2,5 \cdot 6,77 = 16925 \text{ долл.},$$

Тоді:

$$CO_c = \frac{V_{CO}}{N_1 + N_2}$$

де: N_1, N_2 – кількість вертольотів, запланованих до випуску в перший і другий рік серійного виробництва, $N_1 = 15$, $N_2 = 20$,

$$CO_c = \frac{16925}{20+15} = 483571 \text{ дол.}$$

ПВ – постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового вертольота і розробкою процесу його виготовлення;

СВ – спецвитрати (витрати на проведення випробувань серійних вертольотів):

$$ПВ = 0,44 \cdot CO_c = 0,44 \cdot 483571 = 212771 \text{ дол.}$$

$$СВ = 0,33 \cdot CO_c = 0,33 \cdot 483571 = 159578 \text{ долл.}$$

$V_{ЗП}$ – витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників;

$$V_{ЗП} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_{ПВ}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр},$$

де $K_{пр}$ – коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли триває попередній розрахунок ціни вертольота, до початку серійного виробництва: $K_{пр} = 1,08$ – для середніх вертольотів,

$$V_{ЗП} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 70^{0,903} \cdot 0,2^{0,42} \cdot 15^{-0,32} \cdot 1,08 = 60495 \text{ дол.}$$

Загальновиробничі витрати дорівнюють:

$$V_{ЗВ} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{ЗП} \cdot N^{-0,359} = 162600 \text{ дол.}$$

Розрахункова величина обов'язкових внесків на річну програму випуску вертольотів визначається наступним чином:

$$V_{ЄСВ} = \frac{I_{ЄСВ} \cdot V_{ЗП} \cdot N}{100}$$

де $I_{ЄСВ}$ - відрахування на соціальні заходи (згідно діючого законодавства є обов'язковою, та з 01.01.2016 ставка ЄСВ дорівнює 22% для усіх категорій платників);

$$ОВЗ = \frac{22 \cdot 60495 \cdot 15}{100} = 199633 \text{ дол.}$$

Підсумувавши витрати по всіх статтях, отримуємо величину виробничої собівартості річного обсягу випуску в 20 вертольотів:

Виробнича середня собівартість одного вертольота з річного обсягу в 15 штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$C_{вир} = 33221 + 41911 + 16925 + 212771 + 60495 + 162600 + 199633 + 159578 = 887134 \text{ дол.}$$

$$C_{п} = 1,01 \cdot C_{вир}$$

$$C_{пов} = 1,01 \cdot 887134 = 896005 \text{ дол.}$$

Планований прибуток серійного заводу від реалізації одного вертольота без вартості двигуна визначається наступним чином:

$$\Pi = \frac{P \cdot C_{\Pi}}{100}$$

де P – планована рентабельність від реалізації одного вертольота серійним заводом: $P = 25\%$.

$$\Pi = \frac{30 \cdot 896005}{100} = 268801 \text{ дол.}$$

Ціна вертольота без урахуванням двигунів:

$$C_{\text{ЛА без ПДВ}} = C_{\text{пов}} + \Pi$$

$$C_{\text{ЛА без ПДВ}} = 896005 + 268001 = 1164006 \text{ дол.}$$

$$\text{ПДВ} = \frac{I_{\text{ПДВ}} \cdot C_{\text{ЛА без ПДВ}}}{100} = \frac{20 \cdot 1164006}{100} = 232801 \text{ дол.}$$

Розрахункова середня ціна без двигунів з ПДВ:

$$C_{\text{ЛА з ПДВ}} = C_{\text{ЛА без ПДВ}} + \text{ПДВ} = 1164001 + 232801 = 1396802 \text{ дол.}$$

Ціна двигуна АІ-450М становить $V_{\text{дв}} = 250000$ дол.

Ціна вертольота з урахуванням двигунів:

$$C_{\text{ЛА без ПДВ}} = C_{\text{пов}} + \Pi + 2 \cdot C_{\text{дв}}$$

$$C_{\text{ЛА без ПДВ}} = 896005 + 268801 + 2 \cdot 250000 = 1,664806 \text{ млн дол.}$$

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{пов}} + \Pi + 2 \cdot C_{\text{дв}} + \text{ПДВ},$$

$$C_{\text{ЛА}} = 896005 + 268801 + 2 \cdot 250000 + 232801 = 1,897607 \text{ млн дол.}$$

Ціна вертольота без двигунів 1396802 дол., ціна вертольота з двигунами 1,897607 млн дол.

4.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації ЛА на один кілометр польоту

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

$$C_{\text{чп}} = A + B ;$$

де A – прямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол.; B – непрямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол..

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію і капітальний ремонт і технічне обслуговування вертольота (планера) і двигунів, на паливо і заробітну плату льотно-підйомного складу (ЛПС) з нарахуваннями.

Прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i ,$$

де A_1 – витрати на амортизацію і капітальні ремонти вертольота (планера), A_2 – витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів, A_3 – витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера, A_4 – витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок, A_5 – заробітна плата

льотно-підйомного складу з нарахуваннями, A_6 – вартість палива, A_7 – інші прямі витрати.

Все A_i , беремо в розрахунок на один льотну годину.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи вертольота, визначимо за формулою:

$$A_1 = K_1 \cdot C_{\text{ЛА}} \cdot \frac{1 + K_{\text{PC}} \cdot \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c},$$

де K_1 – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.), $K_1 = 1,065$; $C_{\text{ЛА}}$ – ціна вертольота без двигунів, $C_{\text{ЛА}} = 1897607$ доларів; T_c – амортизаційний або повний термін служби вертольота, $T_c = 50000$ годин; t_c – термін служби літака між капітальними ремонтами, $t_c = 10000$ годин; K_{PC} – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту вертольота до ціни вертольота:

$$K_{\text{PC}} = 0,11 + \frac{5 \cdot 10^4}{C_{\text{ЛА}}} = 0,11 + \frac{5 \cdot 10^4}{1897607} = 0,136;$$

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти вертольота становить:

$$A_1 = 1,065 \cdot 1897607 \cdot \frac{1 + 0,136 \cdot \left(\frac{50000}{10000} - 1 \right)}{50000} = 62,4 \frac{\text{дол}}{\text{год}}.$$

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

де K_2 – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт, $K_2 = 1,02$; $n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів, встановлених на вертольоті, $n_{\text{дв}} = 2$; $C_{\text{дв}}$ – ціна одного двигуна, дол., $C_{\text{дв}} = 250000$ дол.; $T_{\text{ДВ}}$ – амортизаційний або повний термін служби двигуна, $T_{\text{ДВ}} = 8000$ год.; $t_{\text{ДВ}}$ – термін служби двигуна між капітальними ремонтами, $t_{\text{ДВ}} = 4000$ год. ;

$$K_{\text{Р,дв.}} = 0,15 \cdot 4,15 \cdot 10^{-5} \left(1 - 0,2 \cdot \left(\frac{T_{\text{ДВ}}}{t_{\text{ДВ}}} - 1 \right) \right) \cdot T_{\text{ДВ}},$$

$$K_{\text{Р,дв.}} = 0,15 \cdot 4,15 \cdot 10^{-5} \left(1 - 0,2 \cdot \left(\frac{8000}{4000} - 1 \right) \right) \cdot 8000 = 0,039;$$

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів становить:

$$A_2 = 1,02 \cdot 2 \cdot 250000 \cdot \frac{1 + 0,039 \cdot \left(\frac{8000}{4000} - 1 \right)}{8000} = 66,23 \frac{\text{дол}}{\text{год}}.$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера A_3 і двигунів A_4 , дол/год., складаються з витрат на матеріали та запасні частини, заробітну плату технічних працівників, зайнятих безпосередньо технічним обслуговуванням і ремонтом літаків і двигунів, і визначаються так:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{ПС}}) \cdot m_{\text{ПС}};$$

де K_3 – коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування, $K_3 = 0,35$ [4, с. 24]; K_4 – для вертольотів з ТВлД, $K_4 = 1,15$, [4, с. 26]; $m_{пс}$ – маса порожнього вертольота, $m_{пс} = 7000$ кг;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1,15 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 7000) \cdot 7000 = 25,79 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$$

Витрати на техобслуговування і поточні ремонти двигунів становить:

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{дв} \cdot \sqrt{R_{\max}}}{1 + 7 + 10^{-5} \cdot T_{дв}},$$

де K_2 – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт, $K_2 = 1,07$ [12, с. 26]; K_5 – для ТВлД, $K_5 = 1,15$ [4, с. 26]; R_{\max} – потужність двигуна на злітному режимі, $R_{\max} = N_{E_{\max}} = 1105$;

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1,15 \cdot 2 \cdot \sqrt{1105}}{1 + 7 + 10^{-5} \cdot 8000} = 3,88 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за один льотну годину A_5 . Розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць:

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

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 24 - 0,00237 \cdot 24^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 24^3) = 30,3 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту A_6 . Розрахуємо за формулою:

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot C_{п} \cdot m_{тч} \cdot n_{дв},$$

де $C_{п}$ – ціна палива, $C_{п} = 1 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$; $m_{тч}$ – витрати палива одного двигуна за годину, $m_{тч} = 2790 \frac{\text{кг}}{\text{год}}$; b – коефіцієнт враховує не продуктивні витрати палива, $b = 1,045$ [1.стр.28];

$$A_6 = 1,5 \cdot 1,045 \cdot 1 \cdot 2790 \cdot 2 = 8746,7 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$$

Інші витрати складають для літака:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i$$

$$A_7 = 0,07 \cdot (62,4 + 66,23 + 25,79 + 3,88 + 30,3 + 8746,7) = 625,5 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$$

Таким чином загальні прямі витрати дорівнюють:

$$A_{\Sigma} = 62,4 + 66,23 + 25,79 + 3,88 + 30,3 + 8746,7 + 625,5 = 9560,8 \frac{\text{дол}}{\text{год}}$$

Розрахунок не прямих витрат Б.

Непрямі витрати включають частину витрат, що йдуть на обслуговування аеропорту і аеродрому, амортизація і оплата адміністративної та кримінальної відповідальності робітничих кадрів, а так само обслуговування потреб пасажирів.

Не прямі витрати на одну льотну годину ЛА розраховуються за формулою:

$$B = 0,4 \sum_{i=1}^7 A_i + 1,1 \cdot \frac{n_{\text{пасс}}}{t_{\Sigma}},$$

де $t_{\Sigma}=30000$ – сумарний час можливого перебування вертольота в повітрі;

$$B = 0,4 \cdot 9560,8 + 1,1 \cdot \frac{24}{30000} = 3824,3 \frac{\text{дол}}{\text{год}}.$$

Витрати на експлуатацію вертольота, що припадають на 1 годину польоту становить:

$$C_{\text{чп}} = 9560,8 + 3824,3 = 13385,1 \frac{\text{дол}}{\text{год}}.$$

Повна собівартість вертольота під час перевезення пасажирів на один кілометр шляху розраховується за виразом:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{пн}} \cdot K_3 \cdot V_p},$$

де K_3 – коефіцієнт використання завантаження літака, так як, рейси здійснюються кожні 3 дні, доста щоб завантажити літак на 90%, $K_3 = 0,9$ [4, с. 27]; V_p – величина рейсової швидкості літака відзначається на підставі його крейсерської швидкості. Визначається за формулою:

$$V_p = \frac{L \cdot V_{\text{кр}}}{L + V_{\text{кр}} + \Delta t'}$$

де $V_{\text{кр}}$ – крейсерська швидкість вертольота, $V_{\text{кр}} = 250$ км/год; L – безпосадочна дальність польоту, $L = 500$ км; Δt – витрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на вибір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах), $\Delta t = 0,435$ [4, с. 28]. Величина цих втрат залежить від висоті польоту літака.

$$V_p = \frac{500 \cdot 250}{500 + 250 + 0,435} = 166,6 \frac{\text{км}}{\text{год}};$$

Повна собівартість дорівнює:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{9560,8 + 3824,3}{7000 \cdot 0,9 \cdot 166,6} = 0,012 \frac{\text{дол}}{\text{ТКМ}}.$$

4.4 Оцінка ефективності експлуатації літака

Визначимо мінімальну вартість квитка на рейс Харків – Київ:

$$C_{\text{б}} = \frac{m_{\text{пн}} \cdot V_p \cdot \tau \cdot C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{пасс}} \cdot K_3},$$

де τ – максимальний час польоту, $\tau = 3$; $m_{\text{пн}}$ – маса повного завантаження, $m_{\text{пн}} = 7000$ кг.

$$C_{\text{б}} = \frac{7000 \cdot 166,6 \cdot 3 \cdot 0,012}{24 \cdot 0,9} = 1943,6 \text{ дол.}$$

Додаємо 25% комерційної надбавки і отримаємо $C_{\text{б}} = 1676,2$ доларів за 4-х годинний переліт економ класом на відстань 700 км. Переліт бізнес класом, як правило, дорожче в 4-5 разів, значить ціна за квиток бізнес-класу буде дорівнюватиме 8381,31 доларів.

За один рейс прибуток з економ- класу буде дорівнювати $22 \cdot 1943,6 = 42759$ дол.

За один рейс прибуток з бізнес-класу буде дорівнювати 8381 доларів.

Визначимо реальну ціну квитка для розрахунків:

$$Ц_6 = \frac{42759 + 9560,8}{24} = 2180 \text{ дол.}$$

Величина виручки на один тонно-кілометр доставки пасажирів визначається за такою залежністю:

$$V_{AK} = \frac{Ц_Б \cdot n_{пасс} \cdot K_3}{m_{пн} \cdot \tau \cdot V_p},$$
$$V_{AK} = \frac{2180 \cdot 24 \cdot 0,9}{7000 \cdot 3 \cdot 166,6} = 0,013 \text{ дол/ткм.}$$

Величина прибутку є різниця виручки і собівартості експлуатації ЛА:

$$П_{AK} = V_{AK} - C_{TKM},$$
$$П_{AK} = 0,013 - 0,012 = 0,001 \frac{\text{дол}}{\text{ткм}}$$

4.4.2. Рентабельність експлуатації

Показник рентабельності є головним показником економічної ефективності експлуатації ЛА:

$$K_{рен} = \frac{П_{ак}}{K_{ye}}$$

де K_{ye} – питомі капіталовкладення, що приходить на один тонно-кілометр перевезення вантажу. Визначається за формулою:

$$K_{ye} = \frac{1,05 \cdot Ц_6 + 1,03 \cdot Ц_{дв} \cdot n_{дв} \cdot b}{m_{пн} \cdot V_p \cdot K_3 \cdot T_{ГН}}$$

де $T_{ГН} = 100 \left(3,32 \cdot \tau + 2,65 \sqrt{11,5 \cdot \tau^2 - 2\tau + 7,02} \right)$,

$T_{ГН} = 100 \left(3,32 \cdot 3 + 2,65 \sqrt{11,5 \cdot 3^2 - 2 \cdot 3 + 7,02} \right) = 9185,9$ год.

$$K_{ye} = \frac{1,05 \cdot 2180 + 1,03 \cdot 250000 \cdot 2 \cdot 2,76}{7000 \cdot 166,6 \cdot 0,9 \cdot 9185,9} = 0,000148 \frac{\text{дол}}{\text{ткм}}$$

Рентабельність рейсу Харків-Київ дорівнює:

$$K_{рен} = \frac{0,001}{0,000148} = 675.$$

4.5 Розрахунок чистого прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Харків-Київ

Вертоліт здійснює рейс до Києва кожний день.

$L = 500$ км.

365 рейсів здійснює вертоліт, враховуючи що він летить назад з таким же завантаженням, кількість рейсів дорівнює 620 рейсів.

Прибуток за один політ: $П_{AK} \cdot m_{пн} \cdot L = 0,001 \cdot 2880 \cdot 500 = 1440$ дол.

Прибуток за рік на рейсах до Києва: $П_{рік} = 1440 \cdot 620 = 892800$ дол.

Висновки

В даному розділі була розрахована собівартість ЛА та ціна ЛА, з двигуном та без нього, а також розрахована точка безбитковості.

1. Розрахували витрати дослідно-конструкторського бюро в які увійшли витрати на проектування та виготовлення дослідних зразків, що дорівнюють 220652 дол.
2. Розрахували можливий прибуток від продажу дослідно-конструкторського бюро, що дорівнює 264782 дол.
3. Розрахували виробничу середню собівартість одного вертольота що дорівнює 1,897607млн дол
4. Розрахували планований прибуток серійного заводу від одного вертольота без вартості двигуна, що дорівнює 268801 дол
5. Розрахункова ціна вертольота без двигунів становить 1396802 дол.
6. Розрахункова ціна вертольота з двигунами становить 1,897607млн дол.
7. Розрахували витрати на експлуатацію даного типу вертольота, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), які дорівнюють 13385,1 дол/год.
9. Розрахували мінімальну ціну на рейс Харків-Київ, що дорівнює 1943,6 дол.
10. Розрахували прибуток компанії за один рейс до Києва 1440 дол, та прибуток за рік від двох рейсів у день, що становить 892800 дол.
11. Вертолiт, що проектують вигiдно будувати та використовувати для роботи у приватних авiакомпанiях, вiйськових операцiях або у рятувальних операцiях.

Перелік джерел

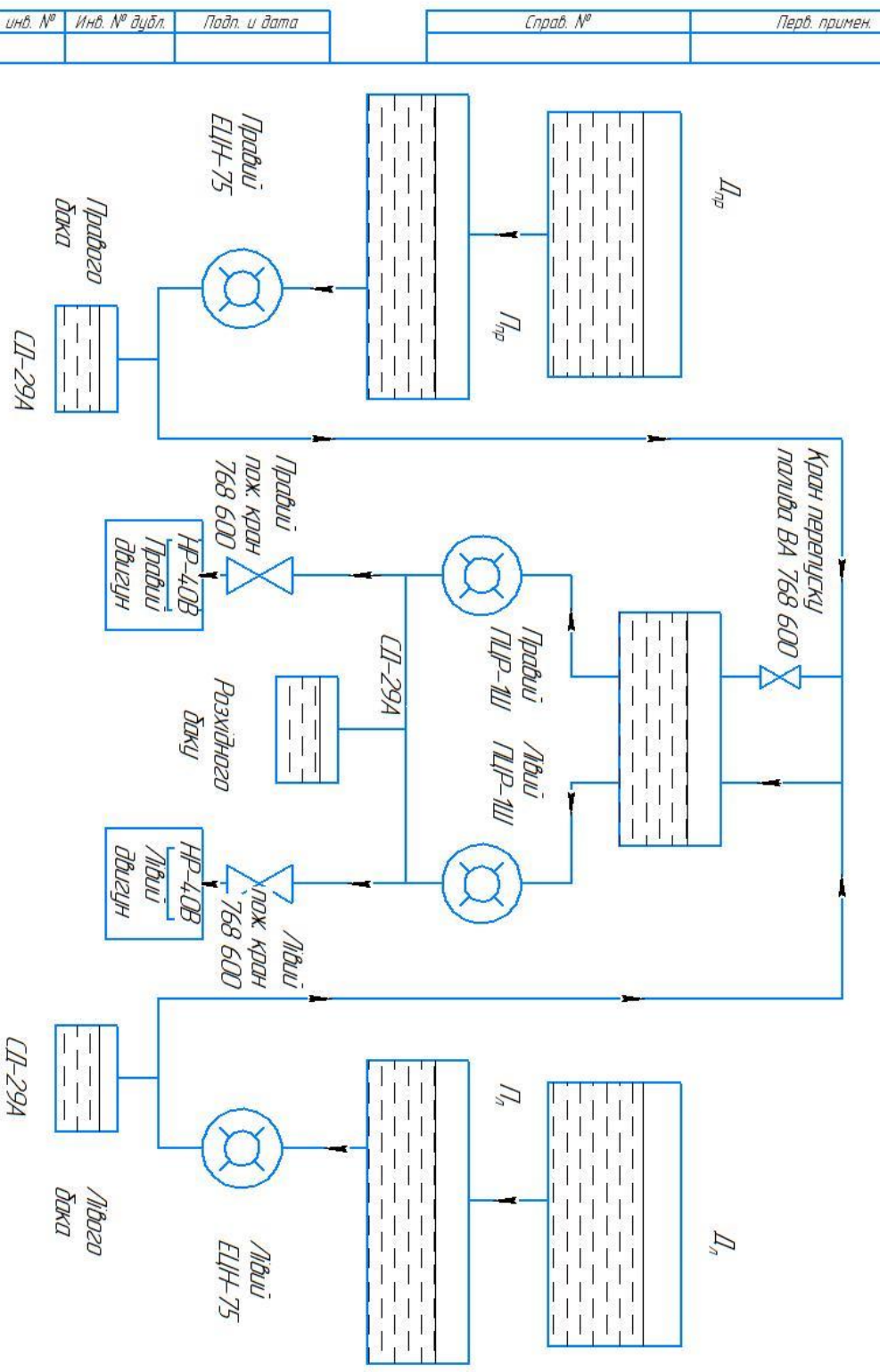
1. Разработка Аванпроекта самолета [Текст] / А.К. М'ялиця, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников, Е.Т. Василевський, В.Н. Клименко. А.А. Сердюков. – М. : Вид-во НАУ, 2010. – 231 с.
2. Кривцов В.С. Инженерные основы функционирования и общее устройство аэрокосмической техники [Текст] / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – М. : Вид-во НАУ, 2002. – 900 с.
3. Техническая эксплуатация воздушных судов [Текст] / Орловский М.Н., Яковлев Ю.А.– Харьков: НАКУ “ХАИ”, 2011.- 180 с.
4. Регламент технического обслуживания вертолета Ми-8 [Текст] /Москва «Воздушный транспорт», 1993. 119 с.
5. Основы теории надежности [Текст] / Половко А.М., Гуров С.В., Санкт-Петербург, "БХВ-Петербург", 2006 г. 702 стр.
6. Примеры расчета характеристик надежности авиационной техники [Текст] / Кочуров В.А. Новиков Г. А. Метод. указания/ Самара, Самарский государственный аэрокосмический университет.2001 г. 40 стр.
7. Основы надежности газотурбинных двигателей [Текст] / Акимов В.М. Москва, «Машиностроение»,1981 г. 207 стр.
8. Надежность авиационных двигателей и силовых установок [Текст] /Косточкин В.В. / Москва, «Машиностроение»,1976 г. 248 стр.
9. Анализ эксплуатационной надежности авиационной техники [Текст] /Милов Е.А. Метод. указания / Куйбышев, Куйбышевский авиационный институт, 1992 г. 38 стр.
10. Надежность летательных аппаратов и авиадвигателей [Текст] / Ицкович А.А.: учеб. пособие. – М.: МИИГА, 1990..
11. Сафронов Я.В., Экономическое обоснование бизнес-проектов в машиностроении [Текст] / Учеб. пособие. Гавва В.Н., Пильщиков В.А. Сафронов Я.В., – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 2000.
12. Техничко-экономическое обоснование конструкций самолетов и двигателей / А.И.Бабушкин, В.А.Резчик, А.І.Лысенко, Я.В.Сафронов.- Учеб. пособие по дипломному проектированию. Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ» 2000, 51 с.
13. В.Н. Павленко Порядок оформления учебных и научно-исследовательских документов [Текст] / учеб. посо-бие: В.Н. Павленко, В.В. Воронько, Ю.А. Сысоев, И.М. Тараненко. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 2013

Додаток А
Загальний вид вертольота

Додаток Б
Конструктивно-силова схема вертольота

Додаток В
Паливна система

Х26601081.2127072.110091.Е011УХ



ПР-1Ш - Паливний насос
 ЕПН-75 - Паливний насос
 СП-294 - Сенсоризатор тиску
 НР-4,0В - Паливний насос

Инв. № подл.	Подп. и дата	Взам. инв. №	Инв. № дубл.	Подп. и дата
--------------	--------------	--------------	--------------	--------------

Справ. №	Перв. примен.
----------	---------------

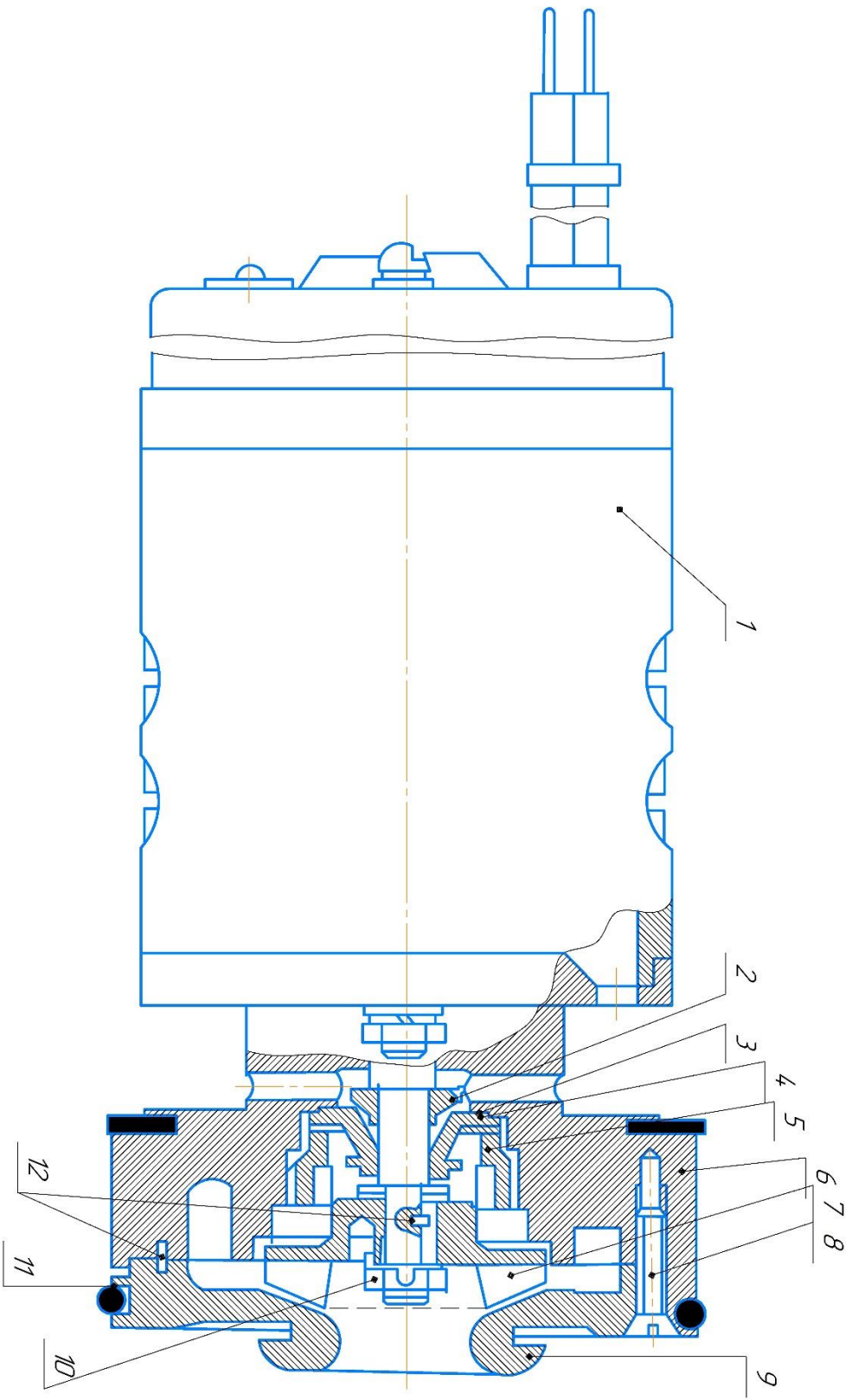
Изм./Лист	№ докум.	Подп.	Дата	<p>ХА1.103.1600ПГС.24.0.272.1801039СХ</p> <p>Паливна система</p>
Разраб.				
Проф.				
Техн.мд.				
Норм.мд.				
Умб.				
Лист	Масса	Масштаб		
11		1:1		
Лист	Листов			
1	1			

Копіювати

Формат А3

Додаток Г
Паливний насос

НДБСРД.081.2.27072.210091.СРД.11Х
ХА1.103.1600ПС.24.0.272.1801039ПН



- 1. Електричний двигун
- 2. Стальний вал
- 3. Опорний корпус
- 4. Гумова манжета
- 5. Гайка
- 6. Корпус насоса
- 7. Крильчатка
- 8. Гвинт
- 9. Кришка
- 10. Гайка
- 11. Узілювальне кільце
- 12. Штифт

Инв. № подл.	Подл. и дата	Взам. инв. №	Инв. № дубл.	Подл. и дата	Справ. №	Перв. примен.
--------------	--------------	--------------	--------------	--------------	----------	---------------

Имя / лист	№ докум.	Подл.	Листа	<p>ХА1.103.1600ПС.24.0.272.1801039ПН</p> <p>Схема насосногo</p> <p>насоса ЕЛН-75Б</p>	Лист	Масса	Масштаб
Разраб.	Составной А.А.				Лист		
Проб.	Майков И.В.				Лист		1:4
Т. контрол.					Лист		1
Н. контрол.							
Эпрб							